

## ВЫБОР АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЁТА В УСЛОВИЯХ ЭПИСТЕМИЧЕСКОЙ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ

© 2024

**Г. С. Вересников** доктор технических наук, ведущий научный сотрудник лаборатории «Системы поддержки принятия решений»;  
Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова  
Российской академии наук, Москва;  
[veresnikov@mail.ru](mailto:veresnikov@mail.ru)

**О. В. Огородников** научный сотрудник лаборатории «Системы поддержки принятия решений»,  
Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова  
Российской академии наук, Москва;  
[o.v.ogorodnikov@gmail.com](mailto:o.v.ogorodnikov@gmail.com)

На этапе предварительного проектирования летательных аппаратов обычно приходится решать проблему недостаточности исходных данных для применения традиционных детерминированных моделей математического программирования. Актуальной является разработка алгоритмов, позволяющих повысить надёжность проектных решений в условиях эпистемической неопределённости, возникающей, когда к формированию исходных данных привлекаются эксперты. В работе рассматривается задача выбора аэродинамических характеристик и параметров двигателя маневренного самолёта в условиях неопределённости, связанной с неточностью экспертной информации. Предлагаются алгоритмы, в которых теория неопределённости применяется с моделями «чёрного ящика», реализующими методику оптимизационных расчётов из инженерной практики предварительного проектирования летательных аппаратов. Используя эти алгоритмы, эксперты получают возможность задавать неопределённые параметры, в которых недостаток знаний учитывается функциями распределения неопределённости. В случае монотонности целевых функций по неопределённым параметрам применение теории неопределённости позволяет при оптимизационных расчётах значительно сократить вычислительные затраты по сравнению с методом статистического моделирования. Приводятся результаты расчётных исследований разработанных алгоритмов. Для различных уровней уверенности получены Парето-фронты, позволяющие выбрать проектные решения, включающие значения аэродинамических характеристик и параметров двигателя маневренного самолёта.

*Проектирование; маневренный летательный аппарат; параметрическая неопределённость; теория неопределённости; оптимизация*

---

*Цитирование:* Вересников Г.С., Огородников О.В. Выбор аэродинамических характеристик и параметров двигателя маневренного самолёта в условиях эпистемической неопределённости // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 7-17.  
DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-7-17

### Введение

В рамках решения оптимизационных задач предварительного проектирования летательных аппаратов (ЛА) нередко возникает проблема определения значений входных параметров общепринятых в инженерной практике детерминированных математических моделей. Необоснованное задание входных параметров точными значениями без рассмотрения поведения функций, входящих в критерии оптимизации и ограничения, ведёт к рискам принятия неэффективных или неработоспособных проектных решений. Необходимость снижения этих рисков обуславливает актуальность разработки моделей и алгоритмов для параметрического синтеза проектных решений в условиях неопределённости, когда исходные данные включают недетерминированные параметры. Способ формирования информации о недетерминированных параметрах определяет используемый тип неопределённости и выбор методологического аппарата для формализации и решения оптимизационных задач. Если информация о недетерминированных параметрах

рах содержится в статистических данных, то применяется теория вероятности, в которой для описания неточности исходных данных используется вероятностная мера. Вероятностная мера с математической строгостью описывается аксиоматикой Колмогорова и естественным образом интерпретируется проектировщиком посредством рассмотрения относительных частот наступления событий. Теория вероятности широко применяется при решении задач проектирования летательных аппаратов [1 - 4]. Основным недостатком использования теории вероятности в этом случае является необходимость высоких вычислительных затрат при выполнении оптимизационных расчётов. При этом обычно статистических данных недостаточно для построения функций распределения вероятности входных параметров математических моделей. Функции распределения вероятностей могут формироваться экспертами на основе субъективных оценок, но тогда применение теории вероятности в задачах предварительного проектирования летательных аппаратов нельзя в полной мере считать обоснованным выбором. Следует отметить, что рассматриваемая в статье прикладная задача осложняется необходимостью включения в разрабатываемые алгоритмы моделей «чёрного ящика». Применение моделей «чёрного ящика» в задаче выбора аэродинамических характеристик и параметров двигателя маневренного самолёта в условиях неопределённости объясняется сложностью итерационных алгоритмических конструкций в процедурах вычисления целевых функций и ограничений. Традиционные способы решения подобных задач с использованием теории вероятности базируются на аппроксимационных методах, так как в общем случае расчёт целевых функций и проверка ограничений, зависящих от множества случайных параметров, связаны с вычислением многомерных интегралов. Например, в работах, посвящённых решению классических задач reliability-based design optimization (RBDO), основное внимание уделяется эффективной проверке ограничений в условиях параметрической неопределённости – обеспечению робастной допустимости [5]. В научной литературе предлагается множество методов для вычисления многомерного интеграла, определяющего вероятность выполнения ограничений, зависящих от случайных параметров. Применение методов статистического моделирования (метод Монте-Карло) и его модификаций, снижающих требуемое количество вычислений для получения вероятности выполнения стохастических ограничений, не обеспечивает достаточной эффективности во многих прикладных задачах [6]. В работе [7] в качестве альтернативного подхода к решению этой проблемы предлагается вычисление многомерного интеграла численными методами, но отмечается, что на практике возможности численного интегрирования ограничены сравнительно небольшим количеством случайных параметров (5-6 параметров). Множество исследований посвящено методам аппроксимации, например, FORM (first-order reliability method) и SORM (second-order reliability method), позволяющим снизить вычислительные затраты при расчёте вероятности выполнения стохастических ограничений [8]. Метод SORM обычно обеспечивает более высокую точность по сравнению с FORM, т.к. для аппроксимации используются производные второго порядка.

В настоящее время значительное внимание в научных работах уделяется разработке алгоритмов, которые позволяют синтезировать проектные решения в условиях эпистемической неопределённости. Эпистемическая неопределённость возникает, когда статистических данных недостаточно или они полностью отсутствуют, а информацию о параметрах математических моделей формируют эксперты.

При решении задач аэродинамического проектирования в условиях эпистемической неопределённости известны случаи применения интервальных методов [9; 10], теории возможностей [11; 12], теории нечётких множеств [13 – 15], теории неопределённости [16; 17]. Высокий интерес к использованию теорий, предназначенных для «интеллектуальных»/«мягких» вычислений, обычно объясняется спецификой этапа

предварительного проектирования, характеризующегося недостатком статистических данных. В работах, связанных с решением задач проектирования в условиях эпистемической неопределённости, обычно выбирается и используется методика проверки свойств целевой функции, которые можно рассматривать как числовые характеристики распределения выходных значений недетерминированной модели. Это объясняется тем, что в зависимости от теории, выбранной для представления параметров летательного аппарата, результат расчёта функции, зависящей от недетерминированных величин, представляет собой случайную величину, интервал, нечёткое число, возможностную величину, неопределённую величину, которые не могут непосредственно использоваться при выполнении оптимизационных расчётов. Поэтому создаются оптимизационные модели, в которых функции, зависящие от недетерминированных параметров, представлены их числовыми характеристиками.

Для решения задачи выбора аэродинамических характеристик и параметров двигателя маневренного самолёта предлагается использовать теорию неопределённости [18]. Теория неопределённости позволяет эффективно решать задачи предварительного проектирования, когда информация о недетерминированных параметрах (неопределённых параметрах) целевых функций и ограничений формируется экспертами. В теории неопределённости, основанной на строго описанной аксиоматике, вводится мера неопределённости  $M(\bullet)$ , как степень уверенности эксперта, что событие ( $\bullet$ ) произойдет. Неопределённые параметры задаются функциями распределения неопределённости  $\Phi_{\xi}(x) = M(\xi \leq x)$  ( $\Phi_{\xi}^{-1}$  – обратная функция), где  $x$  – возможное значение неопределённого параметра  $\xi$ .

В разделе 1 приводится постановка оптимизационной задачи, модели и алгоритмы, которые используются для параметрического синтеза проектных решений с использованием теории неопределённости.

## 1. Постановка задачи, модели и алгоритмы

Задача выбора аэродинамических характеристик и параметров двигателя перспективного маневренного самолёта в условиях неопределённости решается на основе известной инженерной методики, изначально предполагающей детерминированность исходных данных. В этой методике сначала определяются основные технические требования к разрабатываемому самолёту:

- дальность  $L$  крейсерского полёта на скорости меньше скорости звука [19];
- нормальная перегрузка в режиме манёвра (определяет манёвренность самолёта);
- энергетическая скороподъёмность (определяет способность самолёта увеличивать свою кинетическую энергию);
- масса полезной нагрузки  $m_{ec}$ .

Затем вычисляются значения геометрических и весовых характеристик, параметров двигателя и величина аэродинамического качества – показатель совершенства аэродинамической компоновки самолёта. Реализация полученных проектных решений при создании самолёта обеспечивает выполнение тактико-технических требований.

Задачу выбора аэродинамических характеристик (компоновки самолёта) и параметров двигателя можно представить в детерминированной постановке как задачу минимизации потребного значения максимального аэродинамического качества на режиме крейсерского полёта  $K_{\max cr}$  и минимизацию потребного значения максимальной тяги двигателя при взлёте  $P_0$ :

$$\left\{ \begin{array}{l} \min [K_{\max cr}], \\ \min [P_0], \\ \gamma_a^{-\Delta} \leq \gamma_a \leq \gamma_a^{+\Delta}, \\ F^{-\Delta} \leq F \leq F^{+\Delta}, \\ \gamma_{eng}^{-\Delta} \leq \gamma_{eng} \leq \gamma_{eng}^{+\Delta}. \end{array} \right. \quad (1)$$

Оптимизируемые детерминированные параметры:  $\gamma_a$  – средняя плотность самолёта;  $\gamma_{eng}$  – отношение веса силовой установки к тяге двигателей;  $F$  – коэффициент формы [19].

К неопределённым параметрам относятся технологические коэффициенты для расчёта массы планера самолёта и относительные величины затрат топлива на набор высоты и снижение.

Минимизация  $K_{\max cr}$  расширяет множество допустимых компоновок разрабатываемого самолёта, а минимизация  $P_0$  – множество допустимых типов двигателей. Оптимизационная модель (1) может быть сведена к однокритериальной переводом одной из целевых функций в ограничения.

Поскольку рассматриваемая инженерная методика выбора параметров маневренного самолёта реализуется алгоритмом, в котором присутствуют сложные итерационные процедуры, числовые характеристики целевых функций, зависящих от неопределённых параметров, рассчитываются с использованием моделей «чёрного ящика».

Формализацию и решение задачи выбора аэродинамических характеристик и параметров двигателя перспективного маневренного самолёта в условиях неопределённости предлагается выполнять с использованием схемы, представленной на рис. 1.

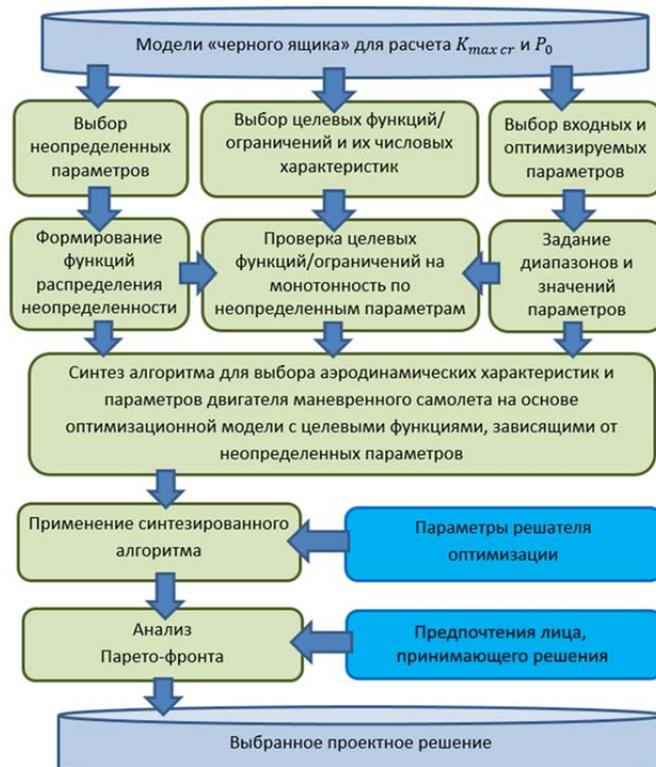


Рис. 1. Схема формализации и решения задачи выбора аэродинамических характеристик и параметров двигателя перспективного маневренного самолёта

На основе входных параметров модели «чёрного ящика» формируются множества параметров, которые являются входными и оптимизируемыми для числовых характеристик целевых функций и ограничений. Параметры внутри этих множеств подразделяются на детерминированные и недетерминированные. Для недетерминированных параметров экспертами формируются функции распределения неопределённости. В результате выбора целевых функций и их числовых характеристик формируются оптимизационные модели, отражающие технические требования к маневренному самолёту.

В рамках схемы на рис. 1 задача выбора параметров аэродинамической компоновки и силовой установки в условиях эпистемической неопределённости математически описывается следующим образом:

$$\left\{ \begin{array}{l} \min \left[ \inf_{\alpha_{K_{\max cr}}} [K_{\max cr}] \right], \\ \min \left[ \inf_{\alpha_{P_0}} [P_0] \right], \\ \inf_{\alpha_{K_{\max cr}}} [K_{\max cr}] = \inf \left\{ r_{K_{\max cr}} \mid M \left\{ K_{\max cr} \leq r_{K_{\max cr}} \right\} \geq \alpha_{K_{\max cr}} \right\}, \\ \inf_{\alpha_{P_0}} [P_0] = \inf \left\{ r_{P_0} \mid M \left\{ P_0 \leq r_{P_0} \right\} \geq \alpha_{P_0} \right\}, \\ \gamma_a^{-\Delta} \leq \gamma_a \leq \gamma_a^{+\Delta}, \\ F^{-\Delta} \leq F \leq F^{+\Delta}, \\ \gamma_{eng}^{-\Delta} \leq \gamma_{eng} \leq \gamma_{eng}^{+\Delta}, \end{array} \right. \quad (2)$$

где  $\inf_{\alpha_{K_{\max cr}}} [K_{\max cr}]$  и  $\inf_{\alpha_{P_0}} [P_0]$  – критические значения для  $K_{\max cr}$  и  $P_0$ ,  $\alpha_{K_{\max cr}}$  и  $\alpha_{P_0}$  – соответственно уровни степеней уверенности в том, что значения  $K_{\max cr}$  и  $P_0$  будут меньше значений  $r_{K_{\max cr}}$  и  $r_{P_0}$ .

Разработанная оптимизационная модель соответствует принципам формализации оптимизационных задач, рассмотренных в [16].

Далее приводится часть расчётных формул моделей «чёрного ящика» для определения технических характеристик ЛА, зависящих от неопределённых параметров.

1. Определение потребной массы топлива для реализации дальности крейсерского полёта (по формуле Бреге [19; 20]):

2.

$$\bar{m}_f = \left( 1 + \Phi_{\bar{m}_{des}}^{-1}(\alpha) \right) - \left( 1 + \Phi_{\bar{m}_{cl}}^{-1}(\alpha) \right) \exp \left( \frac{\left( L - \Phi_{L_{des+cl}}^{-1}(1-\alpha) \right) C_{e cr}}{V_{cr} K_{\max cr}} \right),$$

где  $C_{e cr}$  – удельный расход топлива на режиме крейсерского полёта;  $V_{cr}$  – скорость в режиме крейсерского полёта;  $\Phi_{\bar{m}_{des}}^{-1}(\alpha)$ ,  $\Phi_{\bar{m}_{cl}}^{-1}(\alpha)$ ,  $\Phi_{L_{des+cl}}^{-1}(1-\alpha)$  – обратные функции распределения неопределённости для параметров  $\bar{m}_{des}$ ,  $\bar{m}_{cl}$ ,  $L_{des+cl}$ ;  $L_{des+cl}$  – суммарная длина участков набора и снижения высоты;  $\bar{m}_{cl}$  и  $\bar{m}_{des}$  – относительные массы топлива, затраченные при наборе и снижении высоты.

3. Определение основных весовых и геометрических характеристик самолёта: взлётный вес  $m_0$ , площадь омываемой поверхности  $A_{wet}$  и объём самолёта  $V_a$ :

$$\left\{ \begin{aligned} m_0 &= \frac{m_{ec}}{1 - \bar{m}_{pp} - \bar{m}_f - \bar{m}_{cch}}, \\ \bar{m}_{cch} &= \left( \Phi_{k_{qs1}}^{-1}(\alpha) + \Phi_{k_{qs2}}^{-1}(\alpha) V_a^{1/3} \right) \frac{A_{wet}}{m_0}, \\ A_{wet} &= (36\pi)^{1/3} F V_a^{2/3}, \\ V_a &= \frac{m_0}{\gamma_a}, \end{aligned} \right.$$

где  $\bar{m}_{cch}$  – масса планера самолёта,  $\Phi_{k_{qs1}}^{-1}(\alpha)$  и  $\Phi_{k_{qs2}}^{-1}(\alpha)$  – обратные функции распределения неопределённости для параметров  $k_{qs1}$  и  $k_{qs2}$ , требующихся для определения массы планера;  $\bar{m}_{pp}$  – относительная масса двигателя.

Представленные оптимизационные модели используются для синтеза алгоритмов, которые позволяют получить Парето-фронт для анализа и выбора проектных решений. Схема синтезируемого алгоритма представлена на рис. 2.



Рис. 2. Обобщённая схема синтезированного алгоритма

При изменении исходных данных требуется повторный синтез оптимизационного алгоритма по схеме, представленной на рис. 1, так как выражения для расчёта числовых характеристик функций, зависящих от неопределённых параметров, могут также меняться. В разделе 2 приводятся результаты оптимизационных расчётов, полученные с использованием разработанных схем и моделей.

## 2. Результаты расчётных исследований

Проектировщиком маневренного самолёта применяется схема, представленная на рис. 1. При этом эксперты задают детерминированные параметры и кусочно-линейные функции распределения неопределённости для неопределённых параметров:

$$\Phi_{(\bullet)}(x) = \begin{cases} 0, & \text{если } x < x_1, \\ \alpha_i + \frac{(\alpha_{i+1} - \alpha_i)(x - x_i)}{x_{i+1} - x_i}, & \text{если } x_i \leq x \leq x_{i+1}, 1 \leq i \leq n, \\ 1, & \text{если } x > x_n, \end{cases}$$

где  $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_{p_{(\bullet)}}$  – степени уверенности, что  $(\bullet) \leq x_1, (\bullet) \leq x_2, (\bullet) \leq x_{p_{(\bullet)}}$ ,  $x_1, x_2, \dots, x_{p_{(\bullet)}}$  – рассматриваемые экспертом детерминированные значения неопределённого параметра  $(\bullet)$ ,  $x_1 < x_2 < \dots < x_{p_{(\bullet)}}$ ,  $0 \leq \alpha_1 \leq \alpha_2 \leq \dots \leq \alpha_{p_{(\bullet)}} \leq 1$ .

Использование функций такого вида позволяет избежать распространённой ошибки, связанной с заданием экспертом параметров, которые по физике могут изменяться только в закрытом интервале, нормальными функциями распределения, имеющими область определения  $[-\infty; \infty]$ .

После синтеза оптимизационного алгоритма проектировщиком задаются уровни уверенности  $\alpha_{K_{\max cr}}$ ,  $\alpha_{P_0}$ . Для определения проектных решений по схеме, представленной на рис. 2, используется генетический алгоритм (решатель математической оптимизации).

В результате оптимизационных расчётов формируется множество аппроксимаций Парето-фронт, представленных на рис. 3.

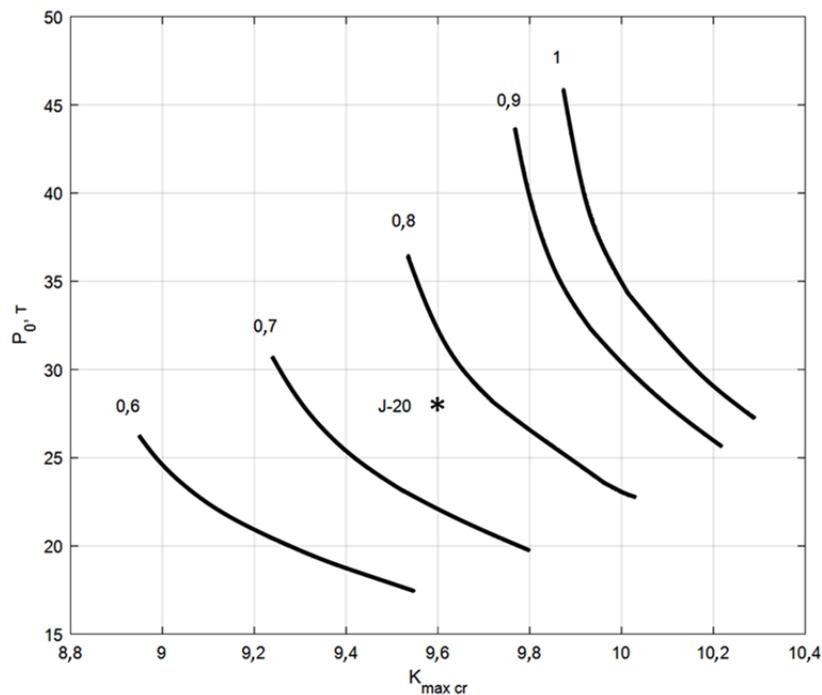


Рис. 3. Результат применения оптимизационной модели (2) для уровней уверенности от 0,6 до 1

На рис. 3 показано, что при увеличении требуемой надёжности проектного решения растут расчётные значения параметров  $K_{\max cr}$  и  $P_0$  (значения из соответствующего Парето-фронта не будут превышены с заданной степенью уверенности). Исходные данные, используемые в расчётных исследованиях, взяты для самолёта типа J-20. Оценки значений  $K_{\max cr}$  и  $P_0$  взяты из открытых источников. Степень уверенности в их реализации находится в диапазоне 0,75...0,8. Такие значения принято считать удовлетворительными для этапа предварительного проектирования летательных аппаратов. В целом результаты применения модели (2) согласуются с практикой решения оптимизационных задач в условиях неопределённости. Повышение требований к надёжности проектных решений приводит к смещению Парето-фронта в область «худших» значений целевых функций. Также следует отметить, что применение разработанных моделей и алгоритмов требует гораздо меньшего количества вычислений целевых функций по сравнению с их стохастическими аналогами.

### Заключение

В статье представлено решение проблемы выбора аэродинамических характеристик и параметров двигателя маневренного самолёта в условиях эпистемической неопределённости на этапе предварительного проектирования, когда часть исходных параметров задаётся экспертами и является недетерминированными параметрами. Недетерминированность параметров может являться причиной значительного отклонения характеристик проектируемого самолёта от расчётных и нарушения критических ограничений. На основе теории неопределённости созданы модели, обеспечивающие надёжность проектных решений и высокую вычислительную эффективность при выполнении оптимизационных расчётов. Показано, что проектные решения, сформированные в результате применения оптимизационных моделей с детерминированными и неопределёнными параметрами, значительно отличаются. Смещение значений целевых функций в область «худших» значений является «платой» за надёжность. Парето-фронт, полученные с использованием разработанных моделей и алгоритмов, позволяют проектировщику выбрать аэродинамические характеристики и параметры двигателя, обеспечивающие рациональный компромисс между значениями целевых функций.

Исследование частично выполнено за счёт гранта Российского научного фонда (проект № 24-19-00430).

### Библиографический список

1. Маленков А.А. Выбор проектных решений при проектировании системы беспилотных летательных аппаратов в условиях многоцелевой неопределённости // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 2. С. 7-15.
2. Балык В.М., Калущкий Н.С. Статистический синтез устойчивых проектных решений при проектировании летательного аппарата в условиях многофакторной неопределённости // Вестник Московского авиационного института. 2008. Т. 15, № 1. С. 29-36.
3. Jaeger L., Gogu C., Segonds S., Bes C. Aircraft multidisciplinary design optimization under both model and design variables uncertainty // Journal of Aircraft. 2013. V. 50, Iss. 2. P. 528-538. DOI: 10.2514/1.C031914
4. Gori G., Le Maître O., Congedo P.M. A confidence-based aerospace design approach robust to structural turbulence closure uncertainty // Computers and Fluids. 2022. V. 246. DOI: 10.1016/j.compfluid.2022.105614

5. Dawei Z., Jinyu Z., Chunqiu L., Zhiling W. A short review of reliability-based design optimization // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2021. V. 1043. DOI: 10.1088/1757-899X/1043/3/032041
6. Rubinstein R.Y., Dirk P.K. Simulation and the Monte Carlo method. New York: Wiley, 2016. 432 p.
7. Rahman S., Xu H. A univariate dimension-reduction method for multi-dimensional integration in stochastic mechanics // Probabilistic Engineering Mechanics. 2004. V. 19, Iss. 4. P. 393-408. DOI: 10.1016/j.pro bengmech.2004.04.003
8. Chun J. Reliability-based design optimization of structures using the second-order reliability method and complex-step derivative approximation // Applied Sciences. 2021. V. 11, Iss. 11. DOI: 10.3390/app11115312
9. Du Z., Wan Z., Yang Ch. Robust aeroelastic design optimization of hypersonic wings considering uncertainty in heat flux // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. 2017. V. 60, Iss. 3. P. 152-163. DOI: 10.2322/tjsass.60.152
10. Zhu J., Qiu Z. Interval analysis for uncertain aerodynamic loads with uncertain-but-bounded parameters // Journal of Fluids and Structures. 2018. V. 81. P. 418-436. DOI: 10.1016/J.JFLUIDSTRUCTS.2018.05.009
11. Neufeld D., Nguyen N.-V., Lee J.-W., Kim S. A multidisciplinary possibilistic approach to light aircraft conceptual design // Proceeding of 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference (April, 23-26, 2012, Honolulu, Hawaii). 2012. DOI: 10.2514/6.2012-1434
12. Winyangkul S., Slesongsom S., Bureerat S. Reliability-based design of an aircraft wing using a fuzzy-based metaheuristic // Applied Sciences. 2021. V. 11, Iss. 14. DOI: 10.3390/app11146463
13. Altab H., Rahman A., Hossen J., Iqbal A.P. Prediction of aerodynamic characteristics of an aircraft model with and without winglet using fuzzy logic technique // Aerospace Science and Technology. 2011. V. 15, Iss. 8. P. 595-605. DOI: 10.1016/j.ast.2010.12.003
14. Никулин В.С., Хижняков Ю.Н., Сторожев С.А. Виртуальный адаптивный векторно-матричный измеритель окислителя камеры сгорания газотурбинного двигателя // Труды МАИ. 2021. № 121. DOI: 10.34759/trd-2021-121-21
15. Chang R.C. Fuzzy logic-based aerodynamic modeling with continuous differentiability // Mathematical Problems in Engineering. 2013. V. 2013. DOI: 10.1155/2013/609769
16. Bashkirov I.G., Chernyshev S.L., Veresnikov G.S. Parametric synthesis optimization models for high speed transport aerodynamic design to comply with flight safety and low environmental impact requirements // Acta Astronautica. 2023. V. 204. P. 720-727. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.10.023
17. Veresnikov G.S., Bashkirov I.G. Synthesis of design solutions for preliminary aerodynamic design of an advanced supersonic transport under parametric epistemic uncertainty // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2022. V. 1226. DOI: 10.1088/1757-899X/1226/1/012099
18. Liu B. Uncertainty theory. Berlin: Springer, 2015. 487 p. DOI: 10.1007/978-3-662-44354-5
19. Авиация: энциклопедия / под ред. Г.П. Свищева. М.: Большая российская энциклопедия, 1994. 736 с.
20. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов / под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Физматлит, 1998. 816 с.

## SELECTION OF AERODYNAMIC CHARACTERISTICS AND ENGINE PARAMETERS OF A MANEUVERABLE AIRCRAFT UNDER EPISTEMIC UNCERTAINTY

© 2024

**G. S. Veresnikov** Doctor of Science (Engineering), Leading Researcher of the Laboratory of Decision Support Systems;  
V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation;  
[veresnikov@mail.ru](mailto:veresnikov@mail.ru)

**O. V. Ogorodnikov** Researcher of the Laboratory of Decision Support Systems;  
V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russian Federation;  
[o.v.ogorodnikov@gmail.com](mailto:o.v.ogorodnikov@gmail.com)

At the preliminary stage of aircraft design, it is usually required to solve the problem of insufficient initial data for applying traditional algorithmic-type mathematical programming models. In many cases, numerous input parameters cannot be accurately specified at the time of making design decisions. If the inaccuracy of parameters is not taken into account, the actual values of target functions may differ significantly from the calculated ones when solving optimization problems. In this regard, the issue of current interest is the development of algorithms to improve the reliability of design decisions under conditions of epistemological uncertainty when experts engage in the formation of initial data. The paper considers the problem of selecting aerodynamic characteristics and engine parameters of maneuverable aircraft under conditions of uncertainty associated with inaccuracy of expert data. The applied problem under consideration is further complicated by the necessity to include “black box” models in the algorithms being developed. The paper proposes algorithms that apply the uncertainty theory together with “black box” models that implement optimization calculation techniques derived from previous engineering practice of aircraft design. Using these algorithms, experts are able to set uncertain parameters whereby the lack of data is factored in using uncertainty distribution functions. In cases of monotonicity of uncertain parameters in target functions, application of the uncertainty theory provides a significant reduction in computational costs compared to the method of statistical modeling in optimization calculations. The paper presents the results of computational studies of the developed algorithms. A genetic algorithm (mathematical optimization solver) is used to optimize the search for design solutions. Pareto frontiers are obtained for different confidence levels enabling to make design decisions including values of aerodynamic characteristics and engine parameters of maneuverable aircraft.

*Design; maneuverable aircraft; parametric uncertainty; uncertainty theory; optimization*

---

*Citation:* Veresnikov G.S., Ogorodnikov O.V. Selection of aerodynamic characteristics and engine parameters of a maneuverable aircraft under epistemic uncertainty. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 7-17. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-7-17

### References

1. Malenkov A.A. Design solutions selection while developing a system of unmanned flying vehicles in conditions of multi-target uncertainty. *Aerospace MAI Journal*. 2018. V. 25, no. 2. P. 7-15. (In Russ.)
2. Balyk V.M., Kalutsky N.S. A statistical synthesis of stable design choices for flying vehicle design processes in conditions of multiple-factor uncertainty. *Aerospace MAI Journal*. 2008. V. 15, no. 1. P. 29-36. (In Russ.)
3. Jaeger L., Gogu C., Segonds S., Bes C. Aircraft multidisciplinary design optimization under both model and design variables uncertainty. *Journal of Aircraft*. 2013. V. 50, Iss. 2. P. 528-538. DOI: 10.2514/1.C031914
4. Gori G., Le Maître O., Congedo P.M. A confidence-based aerospace design approach robust to structural turbulence closure uncertainty. *Computers and Fluids*. 2022. V. 246. DOI: 10.1016/j.compfluid.2022.105614

5. Dawei Z., Jinyu Z., Chunqiu L., Zhiling W. A short review of reliability-based design optimization. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2021. V. 1043. DOI: 10.1088/1757-899X/1043/3/032041
6. Rubinstein R.Y., Dirk P.K. Simulation and the Monte Carlo method. New York: Wiley, 2016. 432 p.
7. Rahman S., Xu H. A univariate dimension-reduction method for multi-dimensional integration in stochastic mechanics. *Probabilistic Engineering Mechanics*. 2004. V. 19, Iss. 4. P. 393-408. DOI: 10.1016/j.probengmech.2004.04.003
8. Chun J. Reliability-based design optimization of structures using the second-order reliability method and complex-step derivative approximation. *Applied Sciences*. 2021. V. 11, Iss. 11. DOI: 10.3390/app11115312.
9. Du Z., Wan Z., Yang Ch. Robust aeroelastic design optimization of hypersonic wings considering uncertainty in heat flux. *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*. 2017. V. 60, Iss. 3. P. 152-163. DOI: 10.2322/tjsass.60.152
10. Zhu J., Qiu Z. Interval analysis for uncertain aerodynamic loads with uncertain-but-bounded parameters. *Journal of Fluids and Structures*. 2018. V. 81. P. 418-436. DOI: 10.1016/J.JFLUIDSTRUCTS.2018.05.009
11. Neufeld D., Nguyen N.-V., Lee J.-W., Kim S. A multidisciplinary possibilistic approach to light aircraft conceptual design. *Proceeding of 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference (April, 23-26, 2012, Honolulu, Hawaii)*. 2012. DOI: 10.2514/6.2012-1434
12. Winyangkul S., Slesongsom S., Bureerat S. Reliability-based design of an aircraft wing using a fuzzy-based metaheuristic. *Applied Sciences*. 2021. V. 11, Iss. 14. DOI: 10.3390/app11146463
13. Altab H., Rahman A., Hossen J., Iqbal A.P. Prediction of aerodynamic characteristics of an aircraft model with and without winglet using fuzzy logic technique. *Aerospace Science and Technology*. 2011. V. 15, Iss. 8. P. 595-605. DOI: 10.1016/j.ast.2010.12.003
14. Nikulin V.S., Khizhnyakov Yu.N., Storozhev S.A. Virtual adaptive vector-matrix meter of the oxidizer of the combustion chamber of a gas turbine engine. *Trudy MAI*. 2021. No. 121. (In Russ.). DOI: 10.34759/trd-2021-121-21
15. Chang R.C. Fuzzy logic-based aerodynamic modeling with continuous differentiability. *Mathematical Problems in Engineering*. 2013. V. 2013. DOI: 10.1155/2013/609769
16. Bashkirov I.G., Chernyshev S.L., Veresnikov G.S. Parametric synthesis optimization models for high speed transport aerodynamic design to comply with flight safety and low environmental impact requirements. *Acta Astronautica*. 2023. V. 204. P. 720-727. DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.10.023
17. Veresnikov G.S., Bashkirov I.G. Synthesis of design solutions for preliminary aerodynamic design of an advanced supersonic transport under parametric epistemic uncertainty. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2022. V. 1226. DOI: 10.1088/1757-899X/1226/1/012099
18. Liu B. Uncertainty theory. Berlin: Springer, 2015. 487 p. DOI: 10.1007/978-3-662-44354-5
19. *Aviatsiya: entsiklopediya* [Aviation. Encyclopedia / ed. by G.P. Svishchev]. Moscow: Bol'shaya Rossiyskaya Entsiklopediya Publ., 1994. 736 p.
20. *Aerodinamika, ustoychivost' i upravlyaemost' sverkhzvukovykh samoletov* [Aerodynamics, stability and controllability of supersonic aircraft /ed. by G.S. Byushgens]. Moscow: Fizmatlit Publ., 1998. 816 p.