

# РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ В УСЛОВИЯХ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ НА ЭТАПЕ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА

О.В. Огородников

**Аннотация.** Рассмотрена модель многокритериальной оптимизационной задачи в условиях параметрической экспертной неопределенности. Данную модель целесообразно применять, когда параметры с экспертной неопределенностью не могут быть заданы экспертом точным значением. Для описания таких параметров применена теория неопределенности Б. Лю, так как она предоставляет аналитические выражения для вычисления детерминированных дубликатов целевых функций и ограничений, что позволяет эффективно решать оптимизационные задачи с экспертной неопределенностью, сводя неопределенные модели оптимизации к детерминированным моделям математического программирования. С использованием рассмотренной модели формализована и решена задача предварительного расчета параметров сверхзвукового маневренного самолета на этапе предварительного проектирования. Актуальность применения теории неопределенности в данной задаче связана с возросшей ролью этапа предварительного проектирования при разработке перспективной авиационной техники. Разработан и реализован численный оптимизационный алгоритм, который учитывает экспертные оценки неопределенных параметров и позволяет получить значения технических характеристик разрабатываемого летательного аппарата с различными уровнями степени уверенности в их реализации.

**Ключевые слова:** экспертная неопределенность, эпистемическая неопределенность, модель оптимизационной задачи, предварительное проектирование, Парето-решения, детерминированный дубликат, маневренный самолет, неопределенное программирование.

## ВВЕДЕНИЕ

Предварительный расчет технических характеристик перспективного летательного аппарата (ЛА) представляет собой начальный этап проектирования, в ходе которого принимаются решения, определяющие последующий облик ЛА как технической системы, и выполняется расчет его технических характеристик.

В настоящий момент из-за удорожания авиационной техники значительно возросла роль этапа предварительного проектирования, так как ошибки, допущенные при определении технического облика ЛА, впоследствии могут привести к большому ущербу на всех остальных этапах жизненного цикла.

Предварительное проектирование нового ЛА неизбежно сопровождается неопределенностью

его итоговых технических характеристик. Это связано с тем, что на этапе предварительного расчета летно-технических и маневренных характеристик перспективного ЛА невозможно сказать, каков будет уровень технологического совершенства конструкции планера, материалов, двигателя и других элементов на момент его непосредственного создания. Отсюда возникает целесообразность учета неопределенности исходных данных в предварительном расчете характеристик создаваемого ЛА. Неопределенность исходных данных означает, что невозможно точно сказать, какое значение будет принимать тот или иной параметр, однако можно определить диапазон значений, где каждому значению соответствует некоторая степень уверенности в его реализации. Такие параметры задаются на основе экспертной оценки специалиста, которую он делает на основе своего опыта.

Существует два типа неопределенности — статистическая (алеаторная) и экспертная (эпистемическая). Первая из них возникает, когда параметры характеризуются вариабельностью, зафиксированной в статистических данных, достаточных для принятия статистических гипотез о неопределенных параметрах. В этом случае параметру соответствует функция распределения вероятности. Экспертная неопределенность возникает из-за недостатка знаний, результатов наблюдений. В этом случае информацию получают от экспертов. Для работы с экспертной неопределенностью существует много математических теорий. Наиболее популярные из них это интервальная математика [1], теория нечетких множеств Л. Заде [2] и теория возможностей Л. Заде [3]. В данной работе для описания неопределенных параметров ЛА предлагается теория неопределенности Б. Лю, так как в ней существует эффективный инструмент для решения оптимизационных задач с экспертной неопределенностью, а именно, простые аналитические выражения для вычисления детерминированных дубликатов целевых параметров для достаточно широкого класса функций. Ранее с применением теории Б. Лю решались другие задачи предварительного проектирования в условиях параметрической [4, 5] и смешанной [6, 7] неопределенности.

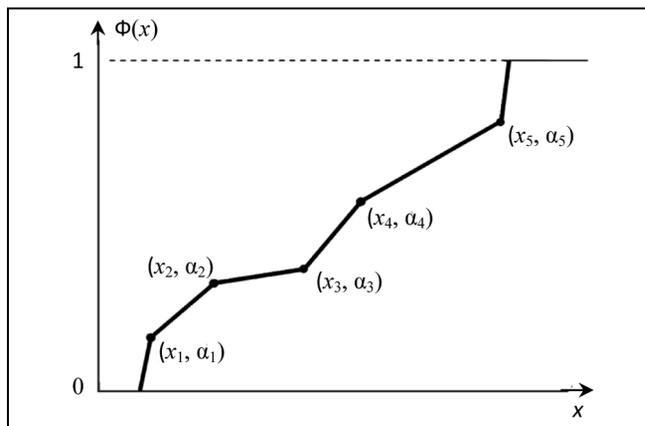


Рис. 1. Пример функции распределения неопределенности

не больше  $x$ . Функция распределения неопределенности  $\Phi(x)$  строится как аппроксимация полученных от эксперта значений  $x$  и  $M\{\xi \leq x\}$  (рис. 1).

В теории неопределенности приводятся выражения для расчета детерминированных дубликатов функции, зависящей от неопределенных параметров — ожидаемого значения  $E[\xi]$ , дисперсии  $V[\xi]$ , критических значений  $SUP_\alpha[\xi]$  и  $INF_\alpha[\xi]$ .

Если  $x$  — вектор действительных чисел (вектор детерминированных параметров) и  $f$  — непрерывная строго возрастающая по  $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_m$  и строго убывающая по  $\xi_{m+1}, \xi_{m+2}, \dots, \xi_n$ , то  $\xi = f(\bar{x}, \xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n)$  имеет следующие ожидаемое значение и дисперсию при любом  $x$ :

$$E[\xi] = \int_0^1 f(\bar{x}, \Phi_1^{-1}(\alpha), \Phi_2^{-1}(\alpha), \dots, \Phi_m^{-1}(\alpha),$$

$$\Phi_{m+1}^{-1}(1-\alpha), \Phi_{m+2}^{-1}(1-\alpha), \dots, \Phi_n^{-1}(1-\alpha)) d\alpha,$$

$$V[\xi] = \int_0^1 (f(\bar{x}, \Phi_1^{-1}(\alpha), \Phi_2^{-1}(\alpha), \dots, \Phi_m^{-1}(\alpha),$$

$$\Phi_{m+1}^{-1}(1-\alpha), \Phi_{m+2}^{-1}(1-\alpha), \dots, \Phi_n^{-1}(1-\alpha)) - E[\xi])^2 d\alpha,$$

где  $\Phi_1^{-1}, \dots, \Phi_n^{-1}$  — функции, обратные функциям распределения неопределенных переменных  $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n$ .

Критические значения (аналогичные квантилю) неопределенной переменной  $\xi$ :

$$SUP_\alpha[\xi] = f(\bar{x}, \Phi_1^{-1}(\alpha), \Phi_2^{-1}(\alpha), \dots, \Phi_m^{-1}(\alpha),$$

$$\Phi_{m+1}^{-1}(1-\alpha), \Phi_{m+2}^{-1}(1-\alpha), \dots, \Phi_n^{-1}(1-\alpha)),$$

$$INF_\alpha[\xi] = f(\bar{x}, \Phi_1^{-1}(1-\alpha), \Phi_2^{-1}(1-\alpha), \dots,$$

$$\Phi_m^{-1}(1-\alpha), \Phi_{m+1}^{-1}(\alpha), \Phi_{m+2}^{-1}(\alpha), \dots, \Phi_n^{-1}(\alpha)). \quad (1)$$

## 1. МОДЕЛЬ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИОННОЙ ЗАДАЧИ В УСЛОВИЯХ ЭКСПЕРТНОЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

### 1.1. О теории неопределенности

Приведем базовые понятия теории неопределенности Б. Лю [8], необходимые для формализации выбранной задачи предварительного расчета технических характеристик перспективного ЛА. Центральным понятием теории неопределенности служит мера неопределенности  $M$ , которая удовлетворяет аксиомам нормальности, дуальности, субаддитивности и произведения (мера произведения событий равна минимальной из мер этих событий). Мера неопределенности события отражает степень уверенности эксперта в том, что это событие произойдет.

В теории неопределенности вводится понятие неопределенной переменной  $\xi$ , которая определяется функцией распределения неопределенности  $\Phi(x) = M\{\xi \leq x\}$ , где  $\Phi(x)$  есть функция  $\Phi: R \rightarrow [0, 1]$ .

Распределение неопределенности содержит информацию о неопределенной переменной. Оно представляет собой совокупность значений вещественной переменной  $x$  и меры неопределенности  $M\{\xi \leq x\}$ , соответствующей этому значению. Эксперт на основе своего опыта ставит в соответствие каждому значению переменной  $\xi$  степень уверенности  $M$  (меру неопределенности) в том, что она

## 1.2. Задача неопределенного программирования

Общая постановка задачи оптимального проектирования с неопределенными параметрами выглядит таким образом:

$$\begin{cases} \min(\max)[f(\bar{x}, \bar{\xi})], \\ g_j(\bar{x}, \bar{\xi}) \leq 0, j = 1, 2, \dots, p, \end{cases}$$

$\bar{x}$  — вектор проектируемых параметров (вектор решений),  $\bar{\xi}$  — вектор неопределенных параметров,  $f(\bar{x}, \bar{\xi})$  — целевая функция,  $g_j(\bar{x}, \bar{\xi})$  — функция ограничения.

В таком виде эта задача не имеет решения, так как целевая функция  $f$ , зависящая от неопределенных параметров, сама является неопределенной. Чтобы перейти к задаче математического программирования, необходимо заменить целевые функции и ограничения их детерминированными дубликатами:

$$\begin{cases} \min_{\bar{x}}(\max_{\bar{\xi}})[d[f(\bar{x}, \bar{\xi})]], \\ d_j^*(g_j(\bar{x}, \bar{\xi})) \leq 0, j = 1, 2, \dots, p, \end{cases} \quad (2)$$

где  $d$  — множество детерминированных дубликатов целевой функции,  $d_j^*$  — детерминированные дубликаты функции ограничений.

## 2. АЛГОРИТМ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОГО РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ МАНЕВРЕННОГО САМОЛЕТА ПОД ЗАДАННЫЕ ТРЕБОВАНИЯ

Предлагается алгоритм расчета параметров маневренного самолета в условиях экспертной неопределенности, который основан на инженерной методике расчета основных технических характеристик маневренного самолета под заданные тактико-технические требования (ТТТ) [9, 10]: требуемую дальность  $L$  крейсерского [8] полета на дозвуковой скорости, нормальную перегрузку в режиме маневра  $n_{z\text{ req}}$  (характеризует маневренность самолета), энергетическую скороподъемность  $P_s$  (характеризует, насколько быстро самолет может увеличивать свою кинетическую энергию) и массу полезной нагрузки  $m_{ec}$ . Разработанный алгоритм позволяет получить требования к геометрическим и массовым характеристикам, аэродинамическому качеству [11], параметрам силовой установки. Выходные параметры: объем самолета, площадь омываемой поверхности, взлетная масса, масса топлива, конструкции, силовой установки, взлетная форсажная тяга двигателя, а также максимальное аэродинамическое качество на режиме маневра и крейсерского полета. Выполнение полученных тре-

бований к аэродинамике, силовой установке, геометрическим и массовым характеристикам обеспечивает выполнение заданных ТТТ.

### 2.1. Задача расчета параметров

Задачу расчета параметров маневренного самолета можно представить как многокритериальную оптимизационную задачу в условиях экспертной неопределенности исходных данных. Предлагается минимизировать расчетные требования к максимальному аэродинамическому качеству на режиме крейсерского полета  $K_{\text{max cr}}$  создаваемого самолета и взлетной тяге двигателя  $P_0$ :

$$\begin{cases} \min K_{\text{max cr}}, \\ \min P_0, \\ 400 \leq \gamma_a \leq 600, \\ 3 \leq F \leq 3,5, \\ 0,13 \leq \gamma_{\text{eng}} \leq 0,2. \end{cases}$$

Оптимизируемые детерминированные параметры:  $\gamma_a$  — плотность самолета,  $\gamma_{\text{eng}}$  — отношение веса силовой установки к тяге двигателей,  $F$  — коэффициент формы (равен отношению площади поверхности самолета к поверхности равновеликой по объему сферы).

Неопределенные параметры:  $K_{\text{compr}}$  — отношение аэродинамического качества на режиме маневра к качеству на режиме крейсерского полета ( $K_{\text{max cr}}$  к  $K_{\text{max man}}$ ),  $k_{qs1}$  и  $k_{qs2}$  — коэффициенты, требующиеся для расчета массы 1 м<sup>2</sup> поверхности планера самолета,  $\bar{m}_{cl}$  — относительная масса топлива, затраченного на участке набора высоты перед крейсерским полетом,  $\bar{m}_{des}$  — относительная масса топлива, затраченного на участке снижения после крейсерского полета,  $L_{des+cl}$  — сумма длин участков набора высоты и снижения,  $C_f$  — коэффициент эквивалентного трения [10].

Минимизация требований к аэродинамическому качеству расширяет возможности для подбора аэродинамической компоновки перспективного ЛА, а минимизация требований к двигателю расширяет возможности по его подбору из уже существующих либо по разработке нового, так как время, затрачиваемое на создание нового авиационного двигателя, сопоставимо со временем создания всего самолета в целом.

В текущей постановке задачи отсутствуют ограничения в виде функций от неопределенных переменных, но присутствуют ограничения на оптимизируемые детерминированные параметры.

Применив модель оптимизационной задачи (2) и аналитические выражения для дубликатов целевых функций (1), перейдем к детерминированной двухкритериальной задаче оптимизации критических значений  $K_{\max cr}$  и  $P_0$ :

$$\begin{cases} \min \inf_{\alpha_{K_{\max cr}}} [K_{\max cr}], \\ \min \inf_{\alpha_{P_0}} [P_0], \end{cases}$$

где  $\alpha_{K_{\max cr}}$ ,  $\alpha_{P_0}$  — соответственно уровни степеней уверенности в том, что значения  $K_{\max cr}$  и  $P_0$  будут меньше определенного фиксированного значения.

На рис. 2 показано, что целевые функции  $K_{\max cr}$  и  $P_0$  строго монотонны по всем неопределенным параметрам. По оси абсцисс отложены значения неопределенных параметров, отнесенных к их номиналу.

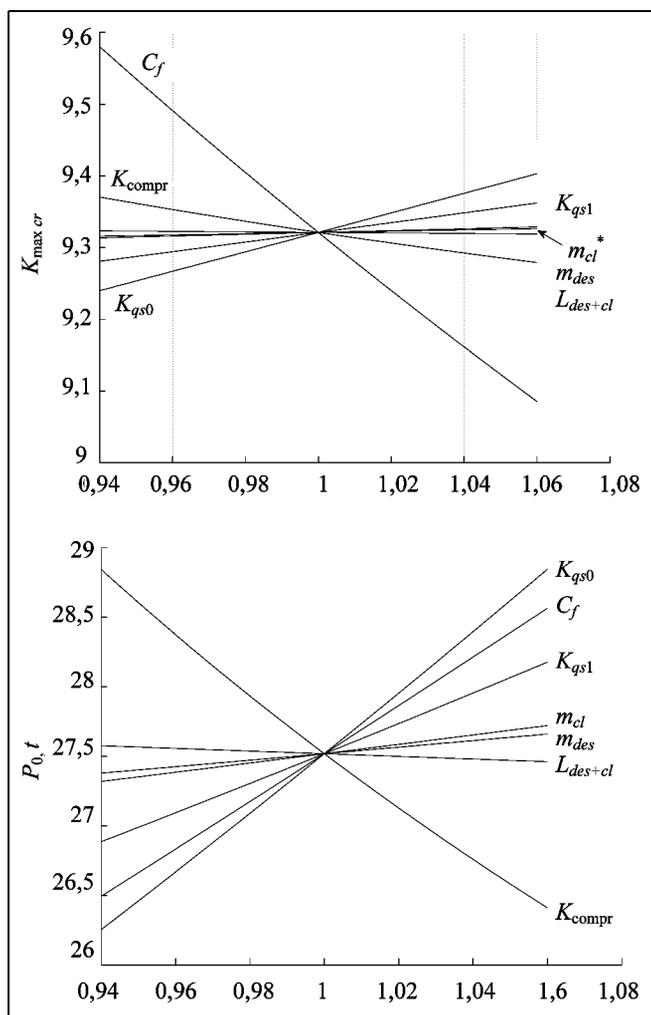


Рис. 2. Зависимость целевых функций от неопределенных параметров

## 2.2. Алгоритм расчета технических характеристик

Далее представлен алгоритм вычисления целевой функции  $K_{\max cr}$ , в котором учитывается неопределенность входных параметров. Чтобы алгоритм был пригоден для вычисления целевой функции  $P_0$ , необходимо на шаге 5 заменить  $\Phi_{C_f}^{-1}(1 - \alpha)$  на  $\Phi_{C_f}^{-1}(\alpha)$ , так как значение  $P_0$  строго монотонно возрастает по неопределенному параметру  $C_f$ , а значение  $K_{\max cr}$  убывает. По остальным неопределенным параметрам целевые функции ведут себя одинаково.

Для краткости приведены только те расчетные формулы, в которых присутствуют неопределенные параметры.

При выполнении разработанного алгоритма подбирается значение потребного максимального аэродинамического качества на режиме маневра  $K_{\max man}$ , обеспечивающего выполнение ТТТ и удовлетворяющего всем функциональным зависимостям между массовыми параметрами, геометрическими параметрами и параметрами силовой установки самолета.

**Шаг 1.** С помощью формулы Бреге [10, 11] определяется потребная для реализации дальности относительная масса полного запаса топлива:

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

$$K_{\max cr} = K_{\max man} \Phi_{K_{compr}}^{-1}(1 - \alpha),$$

где  $C_{e cr}$  — удельный расход топлива на режиме крейсерского полета,  $V_{cr}$  — скорость в режиме крейсерского полета,  $K_{\max cr}$  — максимальное аэродинамическое качество на режиме крейсерского полета;  $\Phi_{\bar{m}_{des}}^{-1}(\alpha)$ ,  $\Phi_{\bar{m}_{cl}}^{-1}(\alpha)$ ,  $\Phi_{L_{des+cl}}^{-1}(1 - \alpha)$  и  $\Phi_{K_{compr}}^{-1}(1 - \alpha)$  — обратные функции распределения неопределенности для неопределенных параметров  $\bar{m}_{des}$ ,  $\bar{m}_{cl}$ ,  $L_{des+cl}$  и  $K_{compr}$  соответственно. Все массовые параметры отнесены к взлетной массе самолета  $m_0$ .

**Шаг 2.** На основе требований к установившейся перегрузке  $n_{z req}$  и энергетической скороподъемности  $P_s$  определяется потребная тяговооруженность (отношение тяги двигателей к весу самолета) на режиме маневра  $P_{calc}/(m_{calc}g)$  и взлетная тяговооруженность  $P_0/(m_0g)$ .

**Шаг 3.** Далее с учетом взлетной тяговооруженности и коэффициентов, определяющих уровень

технологии двигателя и силовой установки, вычисляется относительная масса силовой установки  $\bar{m}_{pp}$ . Способ расчета  $\bar{m}_{pp}$  приведен в работе [9].

**Шаг 4.** На основе статистических закономерностей с учетом вычисленных ранее массы топлива, силовой установки и заданной массы полезной нагрузки  $m_{ec}$  определяются основные массовые и геометрические параметры: взлетный вес  $m_0$ , площадь омываемой поверхности  $A_{wet}$  и объем самолета  $V_a$ :

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

где  $\bar{m}_{cch}$  — масса планера самолета, элементов управления и гидравлики,  $\Phi_{k_{qs1}}^{-1}(\alpha)$  и  $\Phi_{k_{qs2}}^{-1}(\alpha)$  — обратные функции распределения неопределенности для неопределенных параметров  $k_{qs1}$  и  $k_{qs2}$ .

**Шаг 5.** Далее выполняется поиск значения  $K_{max\ man}$ , при котором невязка  $\Delta$  становится меньше заданного проектировщиком значения. При таком  $K_{max\ man}$  будут согласованы полученные технические характеристики и реализованы все ТТТ:

$$\Delta = \left[ \frac{P_{calc}}{m_{calc}g} - \frac{n_{x1} n_z^2}{n_z^2 req - 1} \right] \frac{1}{q_{calc}} - \frac{\Phi_{C_f}^{-1}(1 - \alpha) A_{wet}}{m_{calc}g},$$

где  $q_{calc}$  — скоростной напор [11] на расчетном режиме полета,  $n_{x1}$  — значение тангенциальной перегрузки [10, 11] при нормальной перегрузке  $n_z = 1$ ,  $g$  — ускорение свободного падения,  $m_{calc}$  — масса самолета на расчетном режиме полета,  $\Phi_{C_f}^{-1}(1 - \alpha)$  — обратная функция распределения неопределенности параметра  $C_f$ .

В конце выполняется финальный расчет с найденным значением  $K_{max\ man}$ .

### 2.3. Результаты расчета

Для решения поставленной задачи предварительного расчета технических характеристик перспективного ЛА задаются параметры  $\alpha_{K_{max\ cr}}$ ,  $\alpha_{P_0}$  и вид функций распределения неопределенности  $\Phi$  неопределенных проектных параметров  $\gamma_a$ ,  $\gamma_{eng}$  и  $F$ .

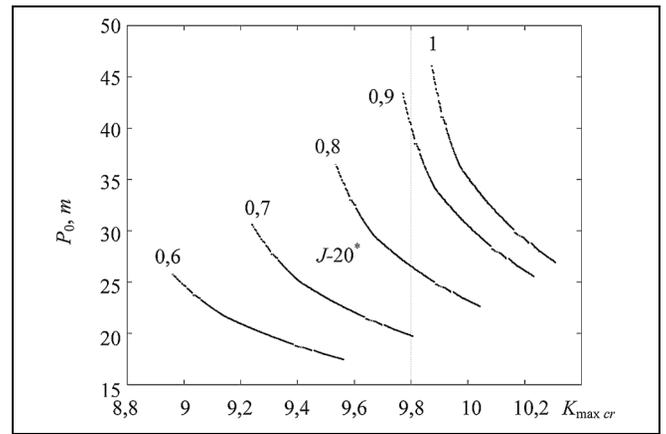


Рис. 3. Парето-фронты, соответствующие различным степеням уверенности от 0,6 до 1

В общем случае вид функции  $\Phi$  определяется только экспертом, но в данной задаче принято, что  $\Phi$  имеет вид

$$\Phi(x) = \left( 1 + \exp\left(\frac{\pi(e-x)}{\sqrt{3}\sigma}\right) \right)^{-1},$$

где  $e$  — номинальное значение неопределенного параметра,  $\sigma$  — стандартное отклонение.

Потом применяется многокритериальный генетический алгоритм в системе Matlab. Для каждой комбинации варьируемых в процессе оптимизации проектируемых параметров выполняется расчет согласно разработанному алгоритму из п. 2.2, вычисляются детерминированные дубликаты целевых функций. В результате применения описанного метода оптимизации на основе алгоритма предварительного расчета технических параметров маневренного самолета получены Парето-фронты, представленные на рис. 3.

С увеличением значений  $\alpha_{K_{max\ cr}}$  и  $\alpha_{P_0}$  повышается степень уверенности в том, что итоговые значения  $K_{max\ cr}$  и  $P_0$  при создании ЛА не превысят значений из соответствующего Парето-фронта.

Расчет выполнен для маневренного самолета типа J-20. Номинальные значения для неопределенных проектных параметров  $\gamma_a$ ,  $\gamma_{eng}$  и  $F$  заданы на основе экспертных оценок, взятых из открытых источников. Стандартное отклонение  $\sigma$  принято равным 4 % от номинала. Реальные значения  $K_{max\ cr}$  и  $P_0$ , взятые из открытой печати, также обозначены на рис. 3. Видно, что они соответствуют степени уверенности, которая лежит в диапазоне 0,75—0,8. На этапе предварительного проектирования данные значения степени уверенности принято считать удовлетворительными. Значения  $\alpha_{K_{max\ cr}}$  и  $\alpha_{P_0}$  взяты равными.

**ЗАКЛЮЧЕНИЕ**

Предложена модель многокритериальной оптимизационной задачи расчета летно-технических характеристик маневренного ЛА в условиях параметрической экспертной неопределенности. Параметры с экспертной неопределенностью моделируются с помощью теории неопределенности. Реализован численный оптимизационный алгоритм, в котором учитываются мнения экспертов, для получения технических характеристик ЛА с различными уровнями степени уверенности.

**ЛИТЕРАТУРА**

1. *Добронец Б.С.* Интервальная математика: учеб. пособие. — Красноярск: Красноярский гос. ун-т., 2004. — 216 с. [*Dobronets, B.S.* Interval'naya matematika: ucheb. posobie. — Krasnoyarsk: Krasnoyarskii gos. un-t, 2004. — 216 s. (In Russian)]
2. *Zadeh, L.A.* Fuzzy Sets // *Information and Control*. — 1965. — Vol. 8. — P. 338–353.
3. *Zadeh, L.A.* Fuzzy Sets as the Basis for a Theory of Possibility // *Fuzzy Sets and Systems*. — 1978. — Vol. 8. — P. 3–28.
4. *Veresnikov, G.S., Ogorodnikov, O.V., Pankova, L.A., Pronina, V.A.* Determining Maneuverable Aircraft Parameters in Preliminary Design Under Conditions of Uncertainty // *Procedia Computer Science*. — 2017. — Vol. 112. — P. 1123–1130.
5. *Вересников Г.С., Пронина В.А., Панкова Л.А., Огородников О.В.* Решение задач предварительного проектирования в условиях параметрической неопределенности // *Проблемы управления*. — 2017. — № 4. — С. 65–73. [*Veresnikov, G.S., Pronina, V.A., Pankova, L.A., Ogorodnikov, O.V.* Solving Preliminary Design Problems Under Conditions of Parametric Uncertainty // *Control Sciences*. — 2017. — № 4. — S. 65–73. (In Russian)]
6. *Veresnikov, G.S., Pronina, V.A., Pankova, L.A., Ogorodnikov, O.V.* Optimal design of technical objects under mixed parametric uncertainty / *Proceedings of the 12th International Conference «Management of Large-Scale System Development» (MLSD)*. Moscow, 2019. — URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8911060>.
7. *Вересников Г.С., Панкова Л.А., Пронина В.А., Огородников О.В.* Предварительное проектирование летательных аппаратов в условиях смешанной неопределенности / *Тр. 13-го Всерос. совещ. по проблемам управления (ВСПУ XIII, Москва, 2019)*. — М.: ИПУ РАН, 2019. — С. 3155–3160. [*Veresnikov, G.S., Pankova, L.A., Pronina, V.A., Ogorodnikov, O.V.* Predvaritel'noe proektirovanie letatel'nykh apparatov v usloviyakh smeshannoi neopredelennosti / *Tr. 13-go Vseros. soveshch. po problemam upravleniya (VSPU XIII, Moskva, 2019)*. — М.: ИПУ РАН, 2019. — S. 3155–3160. (In Russian)]
8. *Liu, B.* Theory and Practice of Uncertain Programming: 2-nd ed. — Berlin: Springer-Verlag, 2007. — 485 p.
9. *Bashkirov, I.G., Irodov, R.D.* Calculation of Jet Aircraft Parameters Under Design Requirements // *World Aviation Congress, October 13–16*. — Anaheim, California, 1997, paper no. 975598.
10. *Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов* / под ред. Г.С. Бюшгенса. — М.: Физматлит, 1998. — 816 с. [*Aerodynamics, stability and controllability of supersonic aircraft* / ed. G.S. Byushgens. — М.: Fizmatlit, 1998. — 816 s. (In Russian)]
11. *Авиация: Энциклопедия* / Гл. ред. Г.П. Свишев. — М.: Большая рос. энцикл.: Центр. аэрогидродинам. ин-т, 1994. — С. 407–408. [*Aviation: encyclopedia* / Gl. ed. G.P. Svishchev. — М.: Great Russian encyclopedia: Central Aerohydrodynamic Institute, 1994. — S. 407–408. (In Russian)]

Статья представлена к публикации членом редколлегии А.С. Манделем.

Поступила в редакцию 27.04.2020, после доработки 7.07.2020.  
Принята к публикации 14.07.2020.

**Огородников Олег Викторович** — науч. сотрудник,  
Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН,  
г. Москва, ✉ [o.v.ogorodnikov@gmail.com](mailto:o.v.ogorodnikov@gmail.com).

## THE SOLUTION OF THE PROBLEM OF MULTICRITERIA OPTIMIZATION UNDER PARAMETRIC UNCERTAINTY DURING PRE-CALCULATION OF JET AIRCRAFT PARAMETERS

O.V. Ogorodnikov

V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia  
✉ [o.v.ogorodnikov@gmail.com](mailto:o.v.ogorodnikov@gmail.com)

**Abstract.** A model of a multi-criteria optimization problem under parametric expert uncertainty is considered. This model is useful when the expert cannot set an exact value for a parameter with expert uncertainty. To describe such parameters, the uncertainty theory is applied. It provides analytical expressions for calculating deterministic duplicates of objective functions and constraints, which allows us to effectively solve optimization problems with expert uncertainty, reducing undefined optimization models to deterministic models of mathematical programming. The problem of preliminary calculation of supersonic jet aircraft parameters at the preliminary design stage is formalized and solved using the considered model. The relevance of applying the uncertainty theory to this problem relates to the increased role of the preliminary design stage in the development of advanced aircrafts. A numerical optimization algorithm has been developed and implemented that takes into account expert estimates of uncertain parameters and allows us to obtain the values of the technical characteristics of the developed aircraft with different levels of degree of belief in their implementation.

**Keywords:** expert uncertainty, epistemic uncertainty, model of an optimization problem, preliminary design, Pareto solutions, deterministic equivalent, maneuverable aircraft, uncertainty programming.