

АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА-ДЕМОНСТРАТОРА НИЗКОГО ЗВУКОВОГО УДАРА ПОД ЗАДАННЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ТРЕБОВАНИЯ ПРИ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОМ АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ ПРОЕКТИРОВАНИИ В УСЛОВИЯХ ЭПИСТЕМИЧЕСКОЙ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ¹

Вересников Г.С.,

Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, Москва, Россия
veresnikov@mail.ru

Башкиров И.Г., Соболев Д.Н., Сапронов Д.Г.

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского, Жуковский, Россия
igor.bashkirov@tsagi, sobolev.danila@yandex.ru, i@daniilgs.ru

Аннотация. Предложен алгоритм расчёта параметров аэродинамической компоновки и силовой установки сверхзвукового самолета-демонстратора под заданные технические требования на этапе предварительного аэродинамического проектирования в условиях эпистемической неопределенности. Алгоритм расчета продемонстрирован на примере проекта самолёта-демонстратора низкого звукового удара типа X-59.

Ключевые слова: предварительное аэродинамическое проектирование, эпистемическая неопределённость, теория неопределённости, нелинейные системы, модели неопределённого программирования, Парето-решения.

Введение

Использование недетерминированных математических моделей при определении параметров аэродинамической компоновки и силовой установки самолета-демонстратора (СД), обеспечивающих удовлетворение заданным техническим требованиям (ТТ), позволяет учитывать дефицит исходных данных, характерный для этапа предварительного аэродинамического проектирования (ПАП). "...на практике во многих случаях принятие решений происходит в таких условиях, когда цели, ограничения и последствия возможных действий точно не известны" (Р. Беллман, Л. Заде. [1]). В том случае, когда исходные данные представлены недетерминированными величинами, применение классических методов ПАП (детерминированные исходные данные) будет нерационально, т.к. может привести к недопустимому решению [2]. Для учета неопределённости исходных данных целесообразно использовать математические модели, позволяющие проводить расчёты в условиях недетерминированности (неопределённости). Прикладные исследования в данной области имеют высокую практическую значимость, а необходимость учета неопределенности параметров в инженерных задачах в настоящее время повсеместно признана [3].

Понятие неопределённости в мировой научной литературе принято разделять на две фундаментально различающиеся категории: алеаторную (стохастическую) и эпистемическую (эпистемологическую). Эти виды неопределенности рассматриваются и в научных работах, посвященных проектированию летательных аппаратов [4-8]. Алеаторная неопределённость связана с естественной неточностью (случайностью) каких-либо процессов или явлений, когда имеется статистика по вариативности параметров в пространстве или во времени. В этом случае неопределённость можно учитывать с помощью стохастических методов. Для этого случайные параметры моделируются, исходя из распределений вероятности, построенных на основе известного набора данных. Эпистемическая неопределённость возникает из-за недостатка знаний об исследуемом объекте, когда при отсутствии исходных данных математические модели формируются на основе экспертной оценки, которая неизбежно носит субъективный характер. Таким образом, основным отличием между выделенными типами неопределённости является способ получения оценок меры, используемой для представления недетерминированности параметров. Это значит, что нельзя корректно перевести эпистемическую неопределённость в вероятность. Принципиальные различия между двумя способами формирования исходных данных привели к необходимости использования новых теорий в изучении неопределённости и анализе рисков, что породило новые подходы к решению задач проектирования технических объектов.

¹ *Статья подготовлена в рамках реализации Программы создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» на 2020-2025 годы при финансовой поддержке Минобрнауки России (соглашение от 17.05.2022 года № 075-15-2022-1023)*

Для учёта неопределённости исходных данных при решении задач ПАП применяются: теория вероятности [9], интервальный анализ [10], теория возможностей [11], теория нечетких множеств [12], теория неопределённости [13]. Данные теории широко используются при выполнении “мягких” вычислений, получивших распространение в областях, характеризующихся недостатком (отсутствием) статистических данных. В зависимости от выбранной теории результаты вычислений целевых функций при решении задач оптимизации являются: случайной величиной [14], интервалом [15], нечетким числом [16], возможностной величиной [17], неопределенной величиной [18], которые не могут напрямую использоваться в расчётах. Поэтому в оптимизационных моделях, применяемых при формализации задач проектирования, функции с недетерминированными параметрами заменяются их числовыми характеристиками.

В данной работе для проведения расчетов с использованием недетерминированных параметров выбрана теория неопределённости Б.Лю [18], которая позволяет строить оптимизационные модели с учетом неопределенности исходных данных, формируемых экспертами на основе эмпирического прогноза. В случае ПАП из-за отсутствия прямых аналитических связей между предъявляемыми к летательному аппарату требованиями и параметрами аэродинамической компоновки и силовой установки оптимизационная задача осложняется необходимостью решать проблему, получившую в мировой научной литературе название “black-box optimization”.

Расчёт параметров аэродинамической компоновки и силовой установки, обеспечивающих удовлетворение ТТ, предлагается решать, как поиск Парето-решений с использованием модели неопределённого многокритериального программирования [19]. В данной работе, в качестве примера, ТТ представлены требованиями к сверхзвуковой дальности полёта и энергетической скороподъёмности на трансзвуковой скорости. При этом проектные решения содержат Парето-фронты и оптимальные значения параметров, удовлетворяющие требованиям к целевым функциям (ТТ) с необходимой степенью уверенности α . Адекватность разработанных алгоритмов подтверждается полученными Парето-фронтами, выражающими требования к максимальному сверхзвуковому аэродинамическому качеству компоновки и тяге силовой установки.

1. Методика решения задачи

Схема формализации и решения задачи расчёта параметров аэродинамической компоновки и силовой установки СД под заданные ТТ в условиях неопределённости представлена на рис. 1.



Рис. 1. Схема формализации и решения задачи расчёта требований к параметрам аэродинамической компоновки и силовой установки под заданные требования

На первом шаге решения задачи расчёта параметров аэродинамической компоновки и силовой установки, исходя из структуры решений “чёрного ящика”, определяются целевые функции и ограничения, отражающие степень удовлетворения ТТ, а также классифицируются используемые ими переменные. Выделяются параметры оптимизации. Также, дополнительно к предыдущему разделению параметры являются неопределёнными, если их значения не могут быть точно заданы экспертами, и детерминированными в ином случае.

Далее на основе экспертной оценки рассчитываются функции распределения неопределённости для неопределённых параметров, а также определяются пределы изменения этих параметров. Способы получения экспертной информации для представления неопределённых параметров описываются в теории неопределённости.

Для использования в оптимизационных расчетах целевых функций и ограничений в условиях неопределённости требуется вычислить их числовые характеристики, позволяющие оценить степень удовлетворения проектных решений заданным ТТ. Перед расчётом необходимо проверить, что целевые функции и функции ограничений являются монотонными на всей области определения неопределённых параметров, полученной на предыдущем шаге.

После проверки на монотонность выбираются числовые характеристики, наиболее подходящие для формализации требований к проектируемому объекту. Это могут быть ожидаемые значения, дисперсии или критические значения. Следует отметить, что для каждой функции, зависящей от неопределённых параметров, могут выбираться свои числовые характеристики. Например, для одной функции это может быть математическое ожидание и дисперсия, а для другой только дисперсия или только критические значения.

На следующем шаге происходит оптимизация числовых характеристик, поставленных в соответствие целевым функциям с учетом числовых характеристик в ограничениях. Таким образом, рассчитывается Парето-фронт и соответствующие ему значения оптимизируемых параметров. Из множества решений, полученных для различных значений оптимизируемых параметров, удовлетворяющих заданным ТТ, выбираются компромиссные решения. Изменение одного из оптимизируемых параметров в область предпочтительных значений приводит к изменению других оптимизируемых параметров в область «худших» значений. Анализируя полученный Парето-фронт, лицо, принимающее решения, (ЛПР) выбирает предпочтительную точку – комбинацию значений целевых функций и соответствующие ей требования к оптимизируемым параметрам, которые следует выполнить для удовлетворения ТТ в рамках используемой модели неопределённости.

2. Постановка задачи

В этом разделе рассматривается задача ПАП – расчёт параметров аэродинамической компоновки и силовой установки СД под заданные ТТ в условиях эпистемической неопределённости. В качестве объекта исследования рассмотрен проект самолета-демонстратора низкого звукового удара типа X-59 QueSST [20], рис. 2. Масса-габаритные параметры, параметры силовой установки и аэродинамические коэффициенты СД, используемые в расчетах, соответствуют оценочным данным работы [20].



Рис. 2. Самолет - демонстратор X-59 [20]

Выбраны следующие ограничения, отражающие степень удовлетворения ТТ:

- дальность полёта $M = 1.4$: $L \geq 1500$ км; V_y^* , м/с
- скороподъёмность на трансзвуковой скорости ($M = 1.0-1.2$, $H = 11$ км): $V_y^* \geq 3$ м/с.

Если $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n$ – неопределённые переменные, состоящие из параметров аэродинамической компоновки и силовой установки, тогда выбранные для ограничений функции L , V_y^* , зависящие от параметров $(\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n)$, являются также неопределёнными переменными. Напрямую использовать значения таких функций в расчетах нельзя, поэтому необходимо заменить их подходящими числовыми характеристиками.

В качестве числовых характеристик были выбраны критические значения - $SUP_\alpha L$ и $SUP_\alpha V_y^*$ (α -оптимистические значения). Т.е. целевые функции L , V_y^* должны быть не меньше найденных для них

значений со степенью уверенности α . Регулирование α позволяет настраивать степень удовлетворения проектного решения заданным ТТ.

Проверка ограничений производится в процессе варьирования коэффициента C_{x_0} и коэффициента тяги двигателя $\gamma_{дв}$ с пределами изменений $\pm 10\%$ и $\pm 15\%$ соответственно. Результатом являются Парето-фронты, позволяющие выбрать проектное решение.

В качестве «чёрного ящика» используется компьютерная программа APP.6 компании ALR, обеспечивающая расчёт сверхзвуковой дальности полета и энергетической скороподъемности в зависимости от параметров компоновки и силовой установки.

В состав неопределенных параметров, используемых в расчете, в виде коэффициентов входят степени неопределенности:

- расчетной массы самолета $\gamma_{aircraft}$;
- тяги двигателя γ_t ;
- коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъемной силе $\overline{C_{x_0}}$;
- и др.

Эти степени (коэффициенты) неопределенности используются для перехода от детерминированных (номинальных) и используемыми в расчете (нечеткими) значениями. Так, расчетная тяга F_t вычисляется по формуле (1):

$$F_t = \gamma_t F_{t_{det}}. \quad (1)$$

Аналогично используются неопределённые коэффициенты для вычисления других параметров. Каждому неопределённому параметру ставится в соответствие функция распределения неопределённости Φ . Функция распределения неопределённости от неопределённой переменной ξ это функция $\Phi: R \rightarrow [0, 1]$, определённая как:

$$\Phi(x) = M\{\xi \leq x\}. \quad (2)$$

Под $M\{\xi \leq x\}$ понимается ответ экспертом на вопрос: «Какова степень уверенности α , что неопределённая переменная ξ будет не больше, чем x ?». Важно учитывать, что функция распределения неопределенности основана на оценке экспертов, а не рассчитана по известным историческим данным. Согласно теории неопределенности, классическая теория вероятности не применима для степеней уверенности, т.к. субъективным оценкам свойственно иметь гораздо большее отклонение, чем показывает реальная частота. Это связано с тем, что эксперты обычно придают избыточный вес маловероятным событиям [22].

На основе оценок эксперта для заданных значений переменной ξ аппроксимируется функция распределения неопределенности на всей области определения \mathbb{R} . Аппроксимация распределения может быть получена с использованием различных типов функций: линейной, кусочно-линейной, нормальной, логнормальной и т.д.

Номинальные значения для параметров, используемых в расчетных исследованиях, получены по материалам работы [20]. Для аппроксимации были использованы нормальные функции распределения с максимальным отклонением в $\pm 5\%$ от номинальных значений.

Пример функции распределения неопределенности для массы топлива приведен на рис. 3.

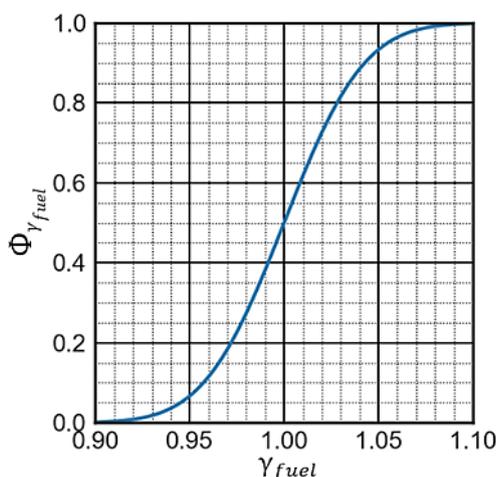


Рис. 3. Функция распределения неопределенности для массы топлива

В следующем разделе представлены результаты расчётов, выполненных с использованием предложенной оптимизационной модели.

3. Расчетные исследования

Проверка функций ограничений показала, что L и V_y^* монотонны по всем неопределённым параметрам на всей области определения функций распределения неопределённости. Т.е. любые независимые изменения неопределённых и оптимизируемых параметров в заданных пределах не приводят к изменению знака производных этих функций по каждому неопределённому параметру. Пример зависимости сверхзвуковой дальности L и энергетической скороподъёмности V_y^* от степени неопределённости массы самолета представлен на рис. 4.

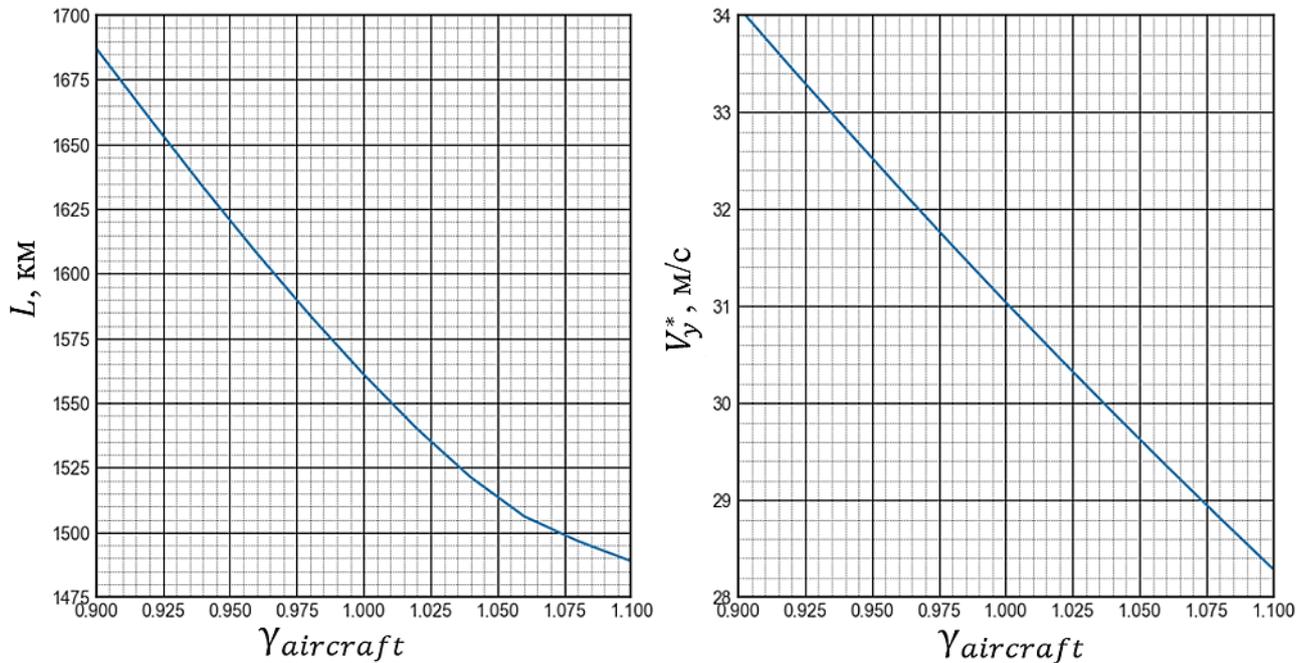


Рис. 4. Зависимость сверхзвуковой дальности полета и энергетической скороподъёмности от степени неопределённости массы самолета

Следовательно, для расчёта критических значений можно воспользоваться формулой:

$$SUP_{\alpha}[f] = f(\Phi_1^{-1}(\alpha), \Phi_2^{-1}(\alpha), \dots, \Phi_m^{-1}(\alpha), \quad (3)$$

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

где $f(\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n)$ строго возрастает по $\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_m$ и строго убывает по $\xi_{m+1}, \xi_{m+2}, \dots, \xi_n$, а Φ_i^{-1} – обратная функция распределения неопределённости i -го параметра.

С использованием представленной формулы получены выражения для расчета оптимистических значений сверхзвуковой дальности полёта L и энергетической скороподъёмности V_y^* :

$$\begin{aligned} SUP_{\alpha}[L] &= f(\Phi_{m_{struct}}^{-1}(\alpha), \Phi_{m_{fuel}}^{-1}(1 - \alpha), \\ &\Phi_{\gamma_{th}}^{-1}(1 - \alpha), \Phi_{\gamma_{fuel}}^{-1}(\alpha), \Phi_{S_{wing}}^{-1}(\alpha), \Phi_{C_{xa}}^{-1}(\alpha), \Phi_{C_{x_0}}^{-1}(\alpha) \\ &, \Phi_{C_y^*}^{-1}(1 - \alpha), \Phi_{C_{ya}}^{-1}(1 - \alpha), \Phi_{C_{y_{max}}}^{-1}(\alpha)), \\ SUP_{\alpha}[V_y^*] &= f(\Phi_{m_{struct}}^{-1}(\alpha), \Phi_{m_{fuel}}^{-1}(\alpha), \\ &\Phi_{\gamma_{th}}^{-1}(1 - \alpha), \Phi_{\gamma_{fuel}}^{-1}(\alpha), \Phi_{S_{wing}}^{-1}(\alpha), \Phi_{C_{xa}}^{-1}(\alpha), \Phi_{C_{x_0}}^{-1}(\alpha), \\ &\Phi_{C_y^*}^{-1}(1 - \alpha), \Phi_{C_{ya}}^{-1}(\alpha), \Phi_{C_{y_{max}}}^{-1}(\alpha)). \end{aligned} \quad (4)$$

Пример расчёта оптимистического значения V_y^* от степен уверенности представлен на рис. 5.

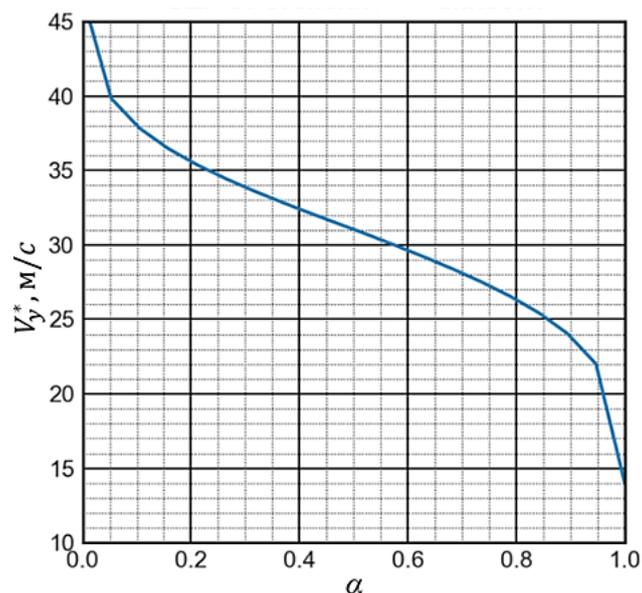


Рис. 5. Оптимистические значения V_y^* в зависимости от степени уверенности α

В результате оптимизационных расчётов с числовыми характеристиками целевых функций получены Парето-фронты для различных значений степени уверенности α . На рис. 6 представлены зависимости степени неопределенности коэффициента лобового сопротивления от степени неопределенности тяги, обеспечивающие выполнение ТТ с заданной степенью уверенности.

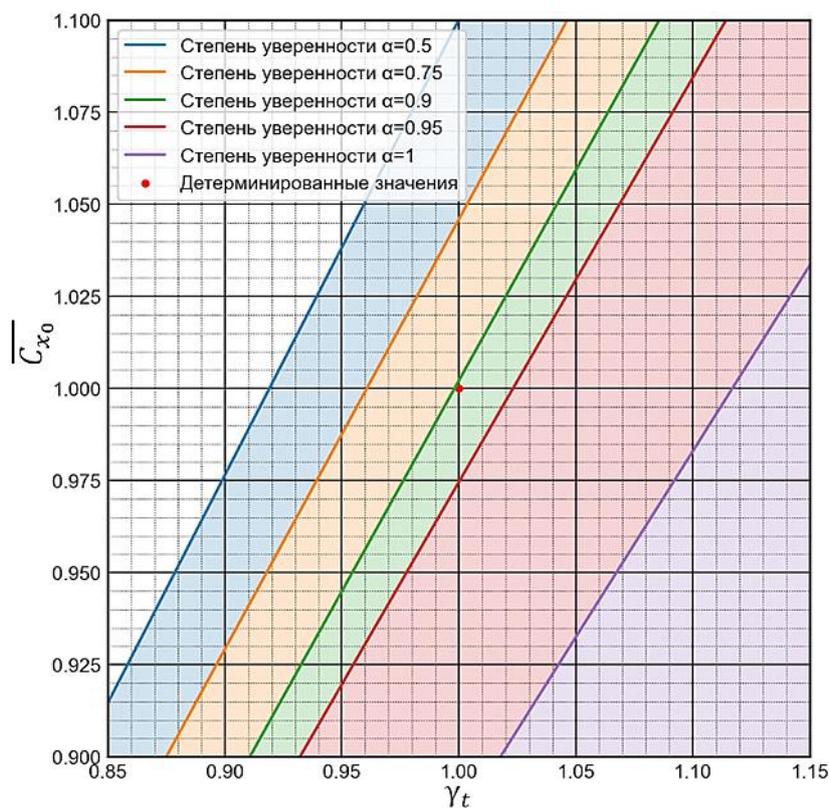


Рис. 6. Зависимости степени неопределенности коэффициента лобового сопротивления от степени неопределенности тяги для различной степени уверенности

На рис. 7 приведены соответствующие зависимости требуемого максимального сверхзвукового аэродинамического качества от степени неопределенности тяги для различной степени уверенности.

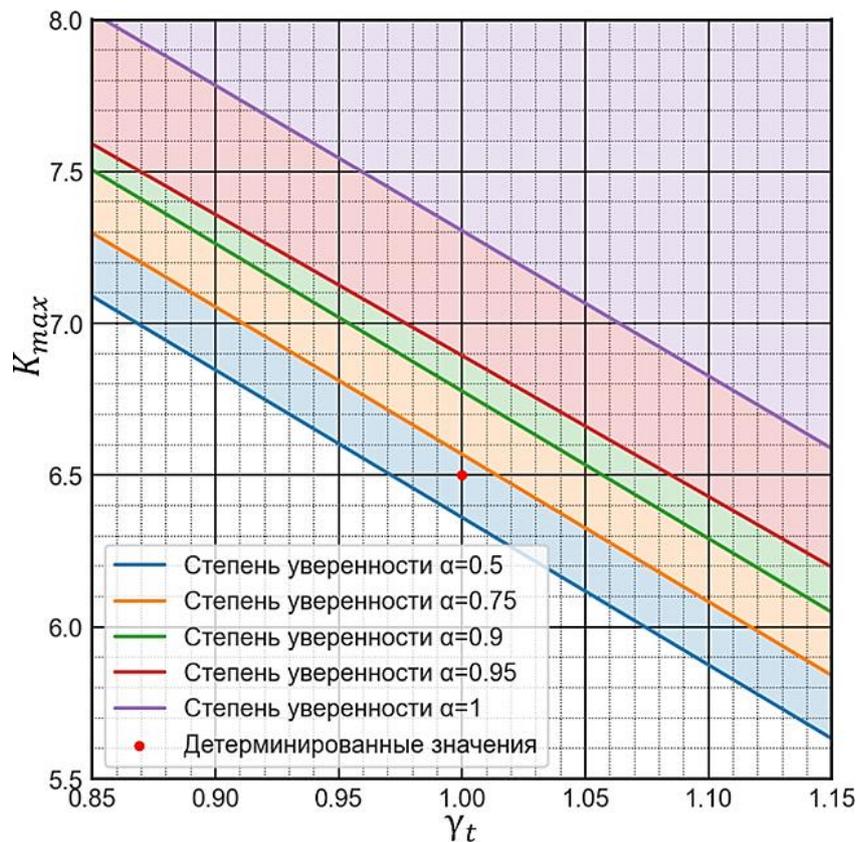


Рис. 7. Зависимость требуемого сверхзвукового максимального аэродинамического качества от степени неопределенности тяги для различной степени уверенности

Данные, приведенные на рис. 7, показывают величины необходимых приращений параметров для повышения степени уверенности в выполнении заданных ТТ.

4. Заключение

В работе предложен метод расчета параметров аэродинамической компоновки и силовой установки летательного аппарата под заданные требования в условиях эпистемической неопределённости на этапе предварительного аэродинамического проектирования.

Разработаны многокритериальные оптимизационные модели на базе теории неопределенности, обеспечивающие высокую вычислительную эффективность при использовании численных методов расчета числовых характеристик функций, зависящих от неопределенных величин.

Показано, что применение предложенной расчетной модели, учитывающей недетерминированность исходных параметров, задаваемых экспертами, приводит к проектным решениям, которые отличаются от решений, полученных в результате детерминированного расчета.

Полученные в результате оптимизационных расчетов Парето-фронты позволяют разработчику выбирать параметры аэродинамической компоновки и силовой установки, обеспечивающие требуемые технические характеристики с заданной степенью уверенности.

Литература

1. Шахнов И.Ф., Поспелов Г.С. Вопросы анализа и процедуры принятия решений: Сборник переводов / Под ред. канд. физ.-мат. наук И.Ф. Шахнова; С предисл. чл.-кор АН СССР Г.С. Поспелова. – М.: Мир, 1976. – 172 с.
2. Ben-Tal A. Robust Optimization / L. El Ghaoui, A. Nemirovski. – USA: Princeton University Press, 2009. – P. 1–3.
3. Oberkampf W.L., DeLand S.M., Rutherford B.M., Diegert K.V., Alvin K.F. Error and uncertainty in modeling and simulation // Reliability Engineering & System Safety. – 2002. – Vol. 75, N 3. – P. 333–357.
4. Bashkirov I.G., Veresnikov G.S. 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. – Vol. 1226.
5. 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. – P. 720-727.

6. *Bashkirov I.G., Veresnikov G.S., Pankova L.A., Pronina V.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: IEEE, 2019.
7. *Martins R.R.A.J.* Aerodynamic design optimization: Challenges and perspectives // *Computers & Fluids*. – 2022. – Vol. 239. – P. 105391.
8. *Jaeger L., Gogu C., Segonds S.* Aircraft Multidisciplinary Design Optimization Under Both Model and Design Variables Uncertainty // *Journal of Aircraft*. – 2013. – Vol. 50, N 2. – P. 528–538.
9. *Gori G., Maitre O.L., Congedo P.M.* A Confidence-based Aerospace Design Approach Robust to Structural Turbulence Closure Uncertainty // *Computers and Fluids*. – 2022. – Vol. 246. – P. 105614.
10. *Du Z., Wan Z., Yang C.* Robust Aeroelastic Design Optimization of Hypersonic Wings Considering Uncertainty in Heat Flux // *Transactions of the japan society for aeronautical and space sciences*. – 2017. – Vol. 60, N 3. – P. 152–163.
11. *Nguyen N.V., Lee J-W.* A Multidisciplinary Possibilistic Approach to Light Aircraft Conceptual Design // *Proceeding of 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. – USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012. – URL: <https://doi.org/10.2514/6.2012-1434>.
12. *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. – Vol. 15, N 8, – P. 595–605.
13. *Veresnikov G.S., Pronina V.A., Pankova L.A.* Uncertain programming in preliminary design of technical systems with uncertain parameters // *Proc. of the 12th Intern. Symposium Intelligent Systems*. – Atlanta: Elsevier, 2017. – Vol. 103. – P. 36–43.
14. *Venkatesh S.S.* *The Theory of Probability: Explorations and Applications*. – UK: Cambridge University Press, 2012. – 827 p.
15. *Miralles-Dolz E., Gray A., Angelis M., Patelli E.* Interval-Based Global Sensitivity Analysis for Epistemic Uncertainty // *Proceedings of the 32nd European Safety and Reliability Conference (ESREL 2022)*. – Ireland, 2022.
16. *Zimmerman H-J.* Fuzzy set theory // *Wiley Interdisciplinary Reviews: Computational Statistics*. – 2010, – Vol. 2, N 3, – P. 317–332.
17. *Dubois D., Prade H.* Possibility theory and its applications: Where do we stand? // *Springer Handbook of Computational Intelligence*. – Berlin: Springer, 2015. – P. 31–60.
18. *Liu B.* *Uncertainty Theory*. 5-th edition. – Berlin: Springer-Verlag, 2015. – 487 p.
19. *Liu B.* *Theory and Practice of Uncertain Programming*. – 3-rd ed. – Berlin: Springer-Verlag, 2009. – 201 p.
20. *Gibson L.* X-59 Research Aircraft. – 2019. – URL: <https://www.nasa.gov/aero/x-59-research-aircraft-overview/>.
21. *Башикиров И.Г., Гуляев Д.И., Горбовской В.С., Кажан А.В., Карпов Е.В.* Анализ технического облика самолета-демонстратора низкого звукового удара X-59 QueSST // *Труды ГосНИИАС. Серия: вопросы авионики*. – М: ФГУП "ГосНИИАС", 2023. – N 3(62). – С. 42–60.
22. *Liu B.* Why is there a need for uncertainty theory? // *Journal of Uncertain Systems*. – 2012. – Vol.6, N 1. – P. 3-10.