

На правах рукописи



Лаушин Дмитрий Андреевич

**МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ОБЛИКА САМОЛЕТА С УЧЕТОМ  
ВЕРОЯТНОСТИ ДОСТИЖЕНИЯ ЗАДАННЫХ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ  
ХАРАКТЕРИСТИК**

05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов

Автореферат диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Москва – 2021

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель к.т.н., доцент  
Клягин Виктор Анатольевич

Официальные оппоненты: Киселев Михаил Анатольевич,  
д.т.н., профессор,  
федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации», кафедра аэродинамики, конструкций и прочности летательных аппаратов, заведующий кафедрой

Верещиков Дмитрий Викторович,  
к.т.н., доцент,  
Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», кафедра авиационных комплексов и конструкции летательных аппаратов, начальник кафедры

Ведущая организация Акционерное общество «Российская самолетостроительная корпорация «МиГ», г. Москва

Защита диссертации состоится 30 ноября 2021 года в 10:00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.10, федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», Волоколамское шоссе, д. 4., г. Москва, А-80, ГСП-3, 125993

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

[https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT\\_ID=160098](https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=160098)

Автореферат разослан «\_\_\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2021 года.

Учёный секретарь  
диссертационного совета,  
к.т.н., доцент

Денискина Антонина Робертовна

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

### **Актуальность темы исследования.**

При разработке новых авиационных комплексов (АК) наиболее ответственные технические решения, обеспечивающие выполнение тактико-технического задания (ТТЗ) в целом и в частности летно-технических характеристик (ЛТХ), принимаются на начальных этапах работ в условиях неопределенности знаний о возможных отклонениях от расчетных значений характеристик АК (весовых, аэродинамических) и его систем в процессе выполнения опытно-конструкторских работ (ОКР). При этом допущенные ошибки приводят к большим затратам средств и времени на их устранение на последующих этапах создания АК.

Возможные отклонения характеристик АК связаны со многими факторами и носят случайный характер. Например, они связаны с задержкой в поступлении от смежных предприятий достоверных данных о характеристиках систем самолета (таких как двигателя, целевого оборудования и др.), недостаточной изученностью некоторых физических закономерностей, с применением в конструкции новых материалов или технологий, или с внедрением новых технических решений.

В соответствии со сложившейся методологией проектирования для компенсации таких отклонений, и, следовательно, для обеспечения выполнения требований ТТЗ (в том числе в части ЛТХ) главным конструктором на этапе аванпроекта устанавливаются лимиты (весовые, аэродинамические) на основные элементы конструкции АК. Выделение таких лимитов осуществляется, как правило, на основе опыта, полученного от предыдущих проектов, и до определенной степени субъективно. При таком подходе невозможно количественно оценить риск (вероятность) невыполнения ТТЗ в части ЛТХ. Знание вклада неопределенностей входных параметров (на величины которых выделяется запас) в вероятность достижения итоговых значений ЛТХ позволит:

- 1) обоснованно устанавливать лимиты (запасы) на весовые, аэродинамические характеристики;

- 2) в случае невыполнения с высоким уровнем вероятности требований ТТЗ в части ЛТХ (и при этом синтез альтернативных вариантов невозможен по причине финансовых, технологических, временных или других ограничений) принимать обоснованное решение о внесении корректировок в ТТЗ.

Отклонения от расчетных значений характеристик АК (весовых, аэродинамических, характеристик силовой установки), которые на ранних этапах проектирования могут существенно повлиять на выполнение ТТЗ в части ЛТХ, назовем факторами риска. Численные значения факторов риска и, следовательно, зависящие от них ЛТХ являются случайными величинами, находящимися в некотором диапазоне.

Для формирования облика самолета в работе предлагается подход, заключающийся в определении количественно обоснованных запасов на отклонение характеристик от расчетных значений (факторов риска) с учетом вероятности достижения заданных в ТТЗ ЛТХ. При этом под обликом самолета понимается набор параметров, однозначно определяющих его ЛТХ.

#### **Степень разработанности темы.**

Среди научных трудов 30ЦНИИ МО РФ, ЦАГИ, МАИ, ВУНЦ ВВС «ВВА», ГосНИИАС, а также других организаций и отдельных монографий, выделяется ряд фундаментальных работ, описывающих подходы к формированию облика АК в целом, и в частности ЛА, на этапе внешнего и внутреннего проектирования в условиях неопределенности (недостаточности информации) в отношении исходных данных: это работы Л.В. Мышкина, В.И. Барковского, Г.М. Скопца, В.Д. Степанова, В.С. Платунова, О.К. Югова, О.Д. Селиванова, В.Е. Денисова, В.К. Исаева, А.М. Рябова, Л.М. Шкадова, А.М. Жеребина, В.В. Кропова, М.А. Русака, А.В. Аношко, Ю.М. Дзема, С.Г. Петренко, П.В. Журавлева и др.

Среди зарубежных работ по теме исследования выделяются работы авторов: M. Ravachol, D. Neufeld, M.R. Kirby, D.N. Mavris, D.A. DeLaurentis, O. Bandte, M. Hale, A. Campbell, A. Cheng, M. Hosseini, M. Nosratollahi, H. Sadati, L. L. Green, Hong-Zong Lin, M.R. Khalessi и др.

Также среди научных трудов стоит выделить основополагающие методики по формированию облика самолета и САПР М.А. Погосяна, Н.К. Лисейцева, Д.Ю. Стрельца, О.С. Самойловича, М.Ю. Куприкова, Д.П. Раймера и др. Подходы к комплексной оценке реализуемости проектов отражены в работах А.В. Комарова, А.Н. Петрова, А.В. Сартори Е.Ю. Хрусталева, Н.А. Соколова и др.

По результатам проведенного анализа работ установлено:

1) описанные в работах методики и подходы позволяют учитывать организационные, производственные, финансовые риски при реализации программ по созданию АК.

2) рассмотрены подходы к определению вероятности выполнения отдельных ЛТХ и ВПХ, используя метод статистических испытаний (метод Монте-Карло).

3) методики формирования облика ЛА и САПР, основывающиеся в том числе на применении CALS-технологий, позволяют определить основные конструктивные параметры самолета, проводить оптимизацию облика ЛА и т.д.

Однако представленные работы не включают в себя механизм учета вероятности реализации ЛТХ, заданных в ТТЗ.

#### **Цели и задачи исследования.**

**Цель** – разработка методики, позволяющей формировать облик АК, обеспечивающий выполнение ТТЗ в части ЛТХ с гарантированной вероятностью, в условиях неопределенности знаний количественных отклонений характеристик АК (весовых, аэродинамических, характеристик силовой установки, которые будут достигнуты по окончании ОКР) от расчетных значений, при которых формировалось ТТЗ в части ЛТХ.

Для достижения поставленной цели требуется решить следующие **задачи**:

- выявить ключевые факторы риска, влияющие на ЛТХ самолета;
- исследовать влияние факторов риска на ЛТХ;
- разработать методику по учету факторов риска при формировании облика ЛА;
- провести верификацию разработанной методики.

**Объектом исследования** является облик АК.

**Предметом исследования** являются зависимости ЛТХ АК от факторов риска.

**Научная новизна.**

работы заключается в разработке методики, позволяющей на начальных этапах проектирования формировать облик АК, обеспечивающий выполнение с гарантированной вероятностью требований ТТЗ в части ЛТХ.

**Теоретическая и практическая значимость работы.**

**Теоретическая значимость** работы определяется ее научной новизной.

**Практическая значимость** диссертационной работы заключается в разработке:

- алгоритма, позволяющего оценивать вероятность выполнения АК требований ТТЗ в части ЛТХ и определять направления доработки АК для снижения рисков невыполнения ТТЗ;
- формульных зависимостей для расчёта коэффициентов, определяющих влияние отклонений параметров АК от расчетных значений на изменение его ЛТХ и проведении их верификации путем сравнения с результатами расчетов изменения ЛТХ АК оперативно – тактической авиации при отклонении параметров АК от расчетных значений.

Результаты диссертационной работы могут быть использованы как при проектировании, так и при проведении научно-исследовательских и поисковых работах.

**Методология и методы исследования.**

Решение задач диссертационной работы базируется на расчётно-теоретических методах исследования:

- декомпозиция задач, построение математических моделей и алгоритмов, анализ результатов (базируются на принципах системного анализа);
- применение методов математического анализа при получении формул для весовых коэффициентов факторов риска;
- использование алгоритмов по поиску экстремумов функции.

### **Положения, выносимые на защиту.**

Методика формирования облика самолета с учетом факторов риска достижения заданных летно-технических характеристик, включающая:

- 1) Методику определения параметров закона распределения ЛТХ на основе математического аппарата теории вероятностей;
- 2) Алгоритм учета численных значений факторов риска, позволяющий учитывать реализуемость ЛТХ при формировании облика АК и выбирать направление доработки;
- 3) Формульные зависимости для весовых коэффициентов, отражающих вклад изменения факторов риска в изменение значений летно-технических характеристик.

### **Степень достоверности и апробация результатов.**

Достоверность полученных результатов и выводов подтверждается использованием для решения поставленных задач фундаментальных научно-технических основ формирования облика самолетов (с верификацией вводимых в эти основы новых элементов) и базового аппарата математики - теории вероятностей.

Основные результаты работы докладывались и обсуждались на следующих конференциях:

XLIV Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения – 2018», в сборнике тезисов докладов: «К вопросу о влиянии факторов неопределенности на облик самолета»;

XLV Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения – 2019», в сборнике тезисов докладов: «Подход к оценке влияния погрешностей определения весовых и аэродинамических характеристик ЛА на выполнение ТТЗ в части ЛТХ»;

XLVI Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения – 2020», в сборнике тезисов докладов: «К вопросу о сравнении технических решений по влиянию на летно-технические характеристики летательного аппарата»

VIII Международная научно-практическая конференция «Академические Жуковские чтения», в сборнике тезисов докладов: «К вопросу оценки влияния изменения параметров летательного аппарата на его летно-технические характеристики»

Получен акт о внедрении результатов диссертационной работы в ПАО «Компания «Сухой», подтверждающий практическую ценность.

### **Структура и объем работы.**

Диссертационная работа объемом 142 страницы содержит 81 рисунок, 55 таблиц и состоит из введения, четырех глав, заключения, списка сокращений, словаря терминов, списка литературы из 74 наименований, приложения.

## **ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

**Во введении** обоснована актуальность темы исследования. Обозначены предмет и объект исследования. Приведены сведения по научной новизне работы, практической значимости, ее апробации и внедрению, личному вкладу автора.

**В Главе 1** рассмотрен объект исследования с точки зрения системного подхода. Рассмотрены составляющие реализуемости проекта, описано место проводимого исследования в задаче сравнения вариантов АК по комплексному критерию с учетом рисков. Проведен анализ работ и методик, учитывающих возникающие при проектировании риски. Описана нормативная документация, определяющая процедуры управления рисками проекта и отмечена важность учета рисков при создании авиационного комплекса как единой технической системы. Производится математическая постановка задачи исследования.

В авиационном комплексе самолет проявляет себя через технико-экономические характеристики, включающие летно-технические характеристики, характеристики надежности и живучести, характеристики целевой нагрузки и т.д. Совокупность этих характеристик определяет эффективность использования самолета в авиационном комплексе.

При рассмотрении целесообразности развертывания работ по выполнению того или иного проекта должна быть оценена возможность реализации этого



проекта. На реализуемость АК оказывают влияние множество факторов. Среди них можно выделить следующие основные составляющие (рисунок 1): техническая реализуемость, научно-технические возможности ОКБ, производственно-технологические возможности, финансовая реализуемость.

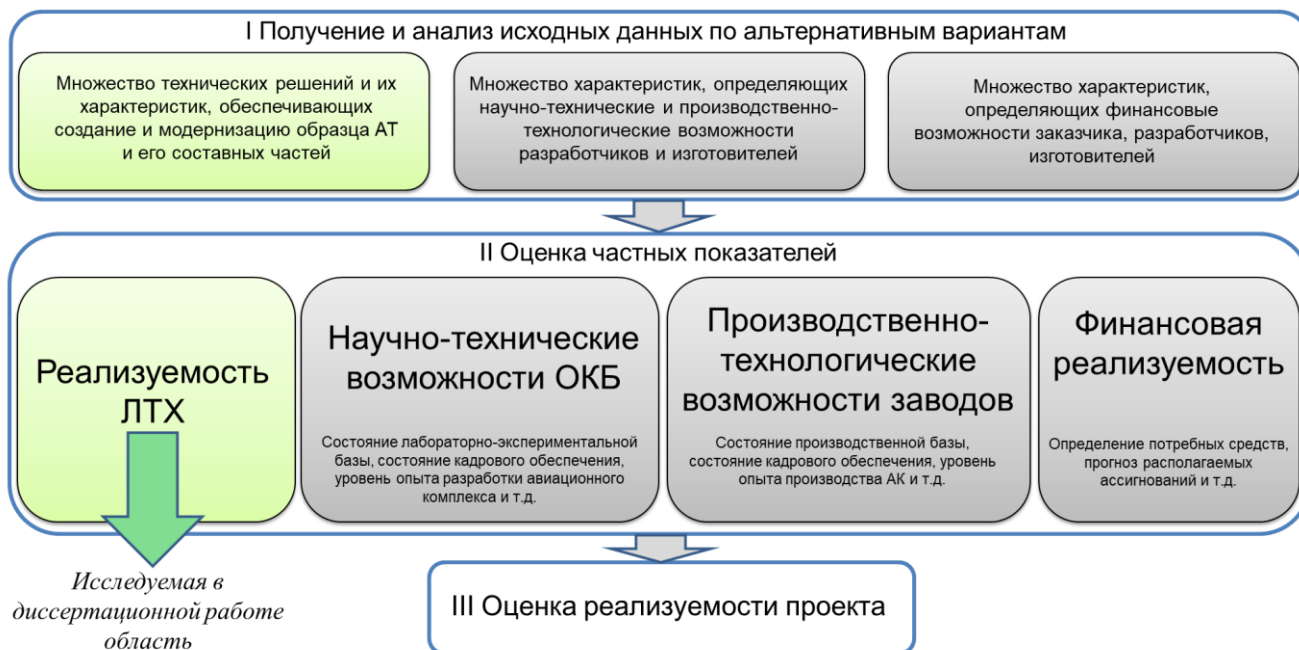


Рисунок 1 – Место диссертационного исследования при оценке реализуемости

Создание новых ЛА может осуществляться как путем модернизации существующих, так и созданием принципиально новых ЛА. В первом случае изделие совершенствуется в течение определенного времени путем внесения незначительных улучшений, а значит риск допустить крупные ошибки невелик. Создание АК нового поколения, как правило, базируется на новых технических решениях, потому такой путь проектирования сопряжен с большей степенью риска. Соответственно, учет рисков при проектировании перспективных образцов ЛА является необходимым элементом, как при непосредственном проектировании, так и при оценке реализации программы в целом.

Для формирования облика ЛА с учетом вероятности достижения ЛТХ необходимо выявить ключевые факторы риска, произвести количественную оценку их влияния на ЛТХ и разработать методику по их учету при формировании облика ЛА. Учет рисков в данном случае осуществляется путем выделения запасов на отклонения параметров ЛА от расчетных значений.

Для формирования обоснованных запасов на значения параметров требуется найти вектор отклонения параметров ЛА (факторов риска)

$$\bar{A} = \{\Delta a_1, \Delta a_2, \dots, \Delta a_n\},$$

обеспечивающий достижение ЛТХ, заданных в ТТЗ, с гарантированной вероятностью. Вектор  $\bar{A}$  соответствует минимуму величины **критерия оптимальности**

$$\prod_{j=1}^m \left| \frac{F_{j_p} - F_{j_{\text{ТТЗ}}}}{F_{j_{\text{ТТЗ}}}} \right|$$

**при выполнении условий:**

$F_{j_p} \geq F_{j_{\text{ТТЗ}}}$  для ЛТХ «больше-лучше» (скороподъемность, потолок, ...);

$F_{j_p} \leq F_{j_{\text{ТТЗ}}}$  для ЛТХ «меньше-лучше» (время разгона, длина разбега, ...).

где  $F_{j_p}$  – значение ЛТХ, достигаемое с заданной вероятностью;

$F_{j_{\text{ТТЗ}}}$  – значение ЛТХ, заданное в ТТЗ.

Вектор  $\bar{A}$  является множеством Парето по заданному критерию оптимальности.

**В Главе 2** выявлены основные факторы риска, влияющие на характерные для маневренного ЛА ЛТХ: максимальная скорость полета, практический потолок, максимальная скороподъемность, максимальная дальность полета, перегрузка установившегося виража, время разгона, длина разбега.

Установлено, что данные показатели определяются следующими характеристиками ЛА (факторами риска): масса, коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе, коэффициент отвала поляры, тяга силовой установки, удельный расход топлива. Так как на выделенные факторы риска воздействуют множество случайных событий, закон распределения этих факторов принимается нормальным, а границы параметров – ограниченными по трем среднеквадратическим отклонениям. Представлена проверка гипотезы о виде распределения.

Под реализуемостью ЛТХ понимается вероятность достижения заявленных для АК летно-технических характеристик.

Вероятность достижения заданного в ТТЗ значения равна интегралу в пределах от  $F_{ттз}$  до  $+\infty$  для ТТХ, определяемых по принципу «больше-лучше» (потолок, скороподъемность, время барражирования и т.д., рисунок 2):

$$P = \int_{F_{ттз}}^{+\infty} f(F)d(F)$$

Для ТТХ, основывающихся на принципе «меньше-лучше» (время разгона, длина разбега и т.д.) вероятность рассчитывается в пределах от  $-\infty$  до  $F_{ттз}$ :

$$P = \int_{-\infty}^{F_{ттз}} f(F)d(F)$$

где  $f(F)$  – нормальный закон распределения летно-технической характеристики.

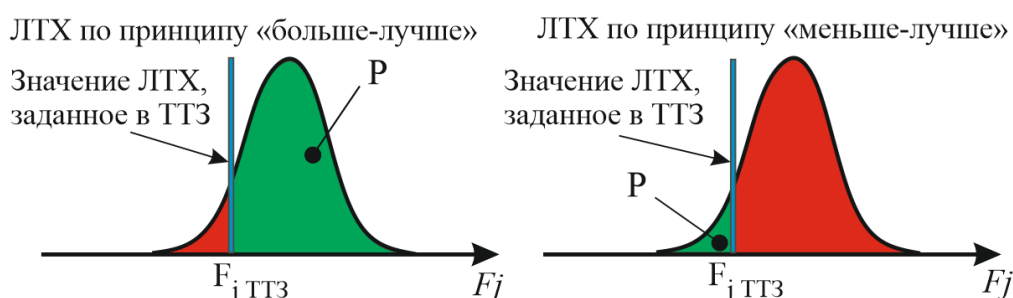


Рисунок 2 – Определение вероятности достижения значения ЛТХ

Описано определение параметров закона распределения ЛТХ и расчета вероятности их достижения.

Применяя теоремы о математическом ожидании и дисперсии линейной функции, а так же учитывая, что величины  $\hat{a}_1, \hat{a}_2, \dots, \hat{a}_i$  не коррелированы, получены формулы для определения смещения мат. ожидания ЛТХ и среднего квадратического отклонения (символом « $\hat{\quad}$ » обозначены величины в относительном виде):

$$\Delta \hat{M}_{F_j} = \sum_{i=1}^n k_{a_i-F_j} * \Delta \hat{M}_{a_i}$$

$$\hat{\sigma}_{F_j}^2 = \sum_{i=1}^n k_{a_i-F_j}^2 * \hat{\sigma}_{a_i}^2$$

где  $i = \{1 \dots n\}$ ,  $n$ - количество факторов риска;

$j = \{1 \dots m\}$ ,  $m$ - количество ЛТХ;

$\Delta \widehat{M}_{F_j}$  – смещение математического ожидания  $j$ -ой летно-технической характеристики относительно рассчитанного значения;

$\Delta \widehat{M}_{a_i}$  – смещение математического ожидания параметра  $a_i$  (в процентах) относительно рассчитанного (принятого) значения;

$\widehat{\sigma}_{a_i}$  – среднее квадратическое отклонение факторов риска;

$\widehat{\sigma}_{F_j}$  – среднее квадратическое отклонение  $j$ -ой ЛТХ;

$k_{a_i-F_j}$  – коэффициент влияния  $i$ -го параметра на  $j$ -ю ЛТХ.

Коэффициенты влияния (весовые коэффициенты)  $k_{a_i-F_j}$  являются частными производными функции  $\widehat{F}_j$  по параметрам  $\widehat{a}_i$ :

$$K_{a_i-F_j} = \frac{\partial \widehat{F}_j}{\partial \widehat{a}_i}$$

Переходя от процентного изменения ЛТХ в числовые значения (рисунок 3), получены следующие формулы для определения параметров закона распределения ЛТХ:

$$M_{F_j} = F_{j_0} + \Delta M_{F_j} = F_0 + F_0 * \Delta \widehat{M}_{F_j} = F_0 \left( 1 + \sum_{i=1}^n k_{a_i-F_j} * \Delta \widehat{M}_{a_i} \right)$$

$$\sigma_{F_j} = M_{F_j} * \widehat{\sigma}_{F_j} = M_{F_j} * \sqrt{\sum_{i=1}^n k_{a_i-F_j}^2 * \widehat{\sigma}_{a_i}^2}$$

где  $F_0$  – значение ЛТХ, полученное без учета рисков;

$M_F$  – математическое ожидание ЛТХ (в абсолютном виде, в размерности ЛТХ);

$\sigma_F$  – среднее квадратическое отклонение ЛТХ (в размерности ЛТХ).

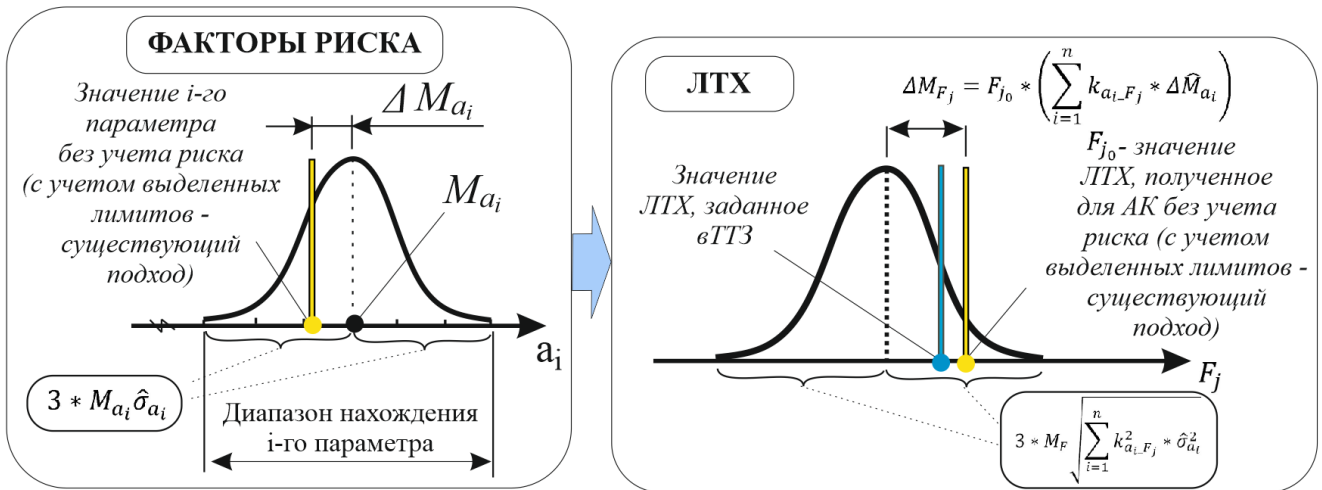


Рисунок 3 – Параметры нормального закона распределения ЛТХ

При разработке АК приходится сталкиваться с принятием технических решений, в которых происходит противоречие массы ЛА и его аэродинамического сопротивления, взлетно-посадочных и летно-технических характеристик и т.д. Формирование облика самолета — это задача определения значений его основных конструктивных параметров, обеспечивающих достижение поставленных целей.

Как правило, на предварительном этапе проектирования рассматриваются несколько вариантов АК с различными вариантами объемно-весовой и аэродинамической компоновки, аэродинамической схемы, силовой установки. Каждому варианту АК свойственны свои прогнозируемые отклонения параметров (факторы риска), которые приводят к соответствующим отклонениям ЛТХ. Анализ чувствительности ЛТХ к этим факторам позволяет установить, в какой степени неопределенность каждого элемента отражается на рассматриваемых ЛТХ самолета. Исследованная чувствительность ЛТХ к факторам риска позволяет выделить необходимые запасы на параметры ЛА (весовые, аэродинамические, параметры СУ) с учетом вероятности выполнения заданных ЛТХ.

Для того, чтобы парировать риск недостижения ЛТХ, необходимо найти множество изменений параметров  $\Delta \hat{a}_i$ , представляющее собой направление доработки АК для достижения ЛТХ с установленной вероятностью. Наличие этого множества позволяет разработчикам АК выбрать оптимальное направление доработки проектов, выделив необходимые запасы.

Для нахождения этого множества составим для каждого из рассматриваемых вариантов АК следующую систему неравенств:

$$\begin{cases} \Delta\hat{F}_1 * (-1)^h \leq \left( \sum_{i=1}^n k_{a_{i-F_1}} * \Delta\hat{a}_i \right) * (-1)^h \\ \dots \dots \dots \\ \Delta\hat{F}_j * (-1)^h \leq \left( \sum_{i=1}^n k_{a_{i-F_j}} * \Delta\hat{a}_i \right) * (-1)^h \end{cases} \quad (1)$$

где  $\Delta\hat{F}_1 \dots \Delta\hat{F}_j$  - разница между заданными в ТТЗ ЛТХ и значением ЛТХ, достигаемым с требуемым уровнем вероятности;

$\Delta\hat{a}_i$  – приращения независимых друг от друга параметров ЛА;

$k_{a_{i-F_j}}$  – весовые коэффициенты, отражающие влияние  $i$ -го параметра на  $j$ -ую летно-техническую характеристику;

$h=2$  для ЛТХ «больше-лучше»,  $h=1$  для ЛТХ «меньше-лучше».

Решением системы неравенств является множество  $\Delta\hat{a}_1, \Delta\hat{a}_2, \dots \Delta\hat{a}_n$ , позволяющее выделить при проектировании необходимые запасы на отклонение значений параметров, обеспечивающие выполнение ЛТХ с установленной вероятностью.

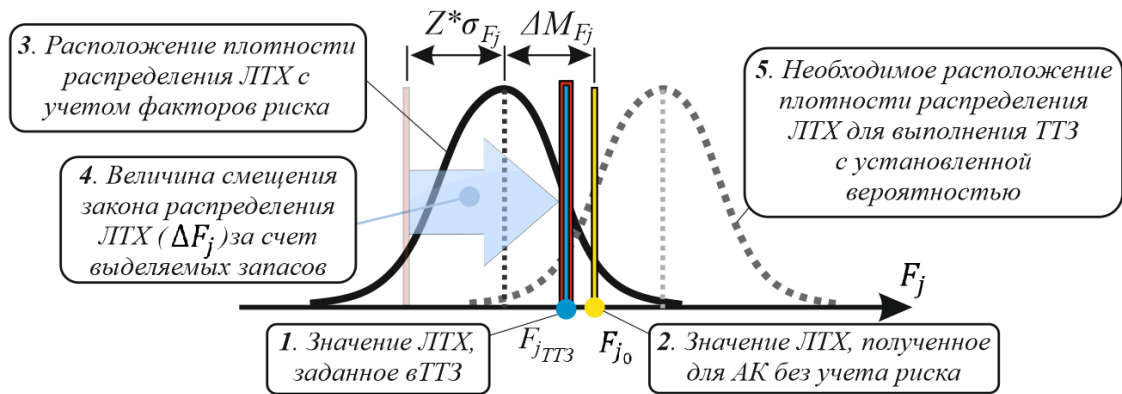


Рисунок 4 – Обеспечение гарантированного выполнения ЛТХ, заданных в ТТЗ

Потребное изменение ЛТХ в относительном виде будет равно:

$$\Delta\hat{F}_j = \frac{\Delta F_j}{F_{j_0}} = \frac{F_{j_{ТТЗ}} - F_{j_0} - \Delta M_{F_j} - Z * \sigma_{F_j}}{F_{j_0}} \quad (2)$$

где  $F_{ТТЗ}$  – значение  $j$ -й ЛТХ, заданное в ТТЗ;

$\Delta M_{F_j}$  – смещение математического ожидания параметра относительно расчетного значения ( $\Delta M_{F_j} < 0$  при  $M_{F_j} < F_{j_0}$  и  $\Delta M_{F_j} > 0$  при  $M_{F_j} > F_{j_0}$ );

$Z$  – установленный уровень вероятности выполнения требований ТТЗ в части ЛТХ (количество СКО относительно математического ожидания  $M_{F_j}$ ).

Число  $Z$  характеризует значение установленного уровня вероятности (рисунок 4). Некоторые значения  $Z$  и соответствующие им уровни вероятности приведены в таблице 1.

Таблица 1 - Значения числа  $Z$  и соответствующие им уровни вероятности

Заданная вероятность $P$ , %	70	75	80	85	90	95	97,7	99,9
Число $Z$ для ЛТХ «меньше-лучше» (время разгона, длина разбега, ...)	0,54	0,67	0,85	1,05	1,3	1,65	2	3
Число $Z$ для ЛТХ «больше-лучше» (потолок, дальность полета, ...)	-0,54	-0,67	-0,85	-1,05	-1,3	-1,65	-2	-3

Общая схема алгоритма показана на рисунке 5.

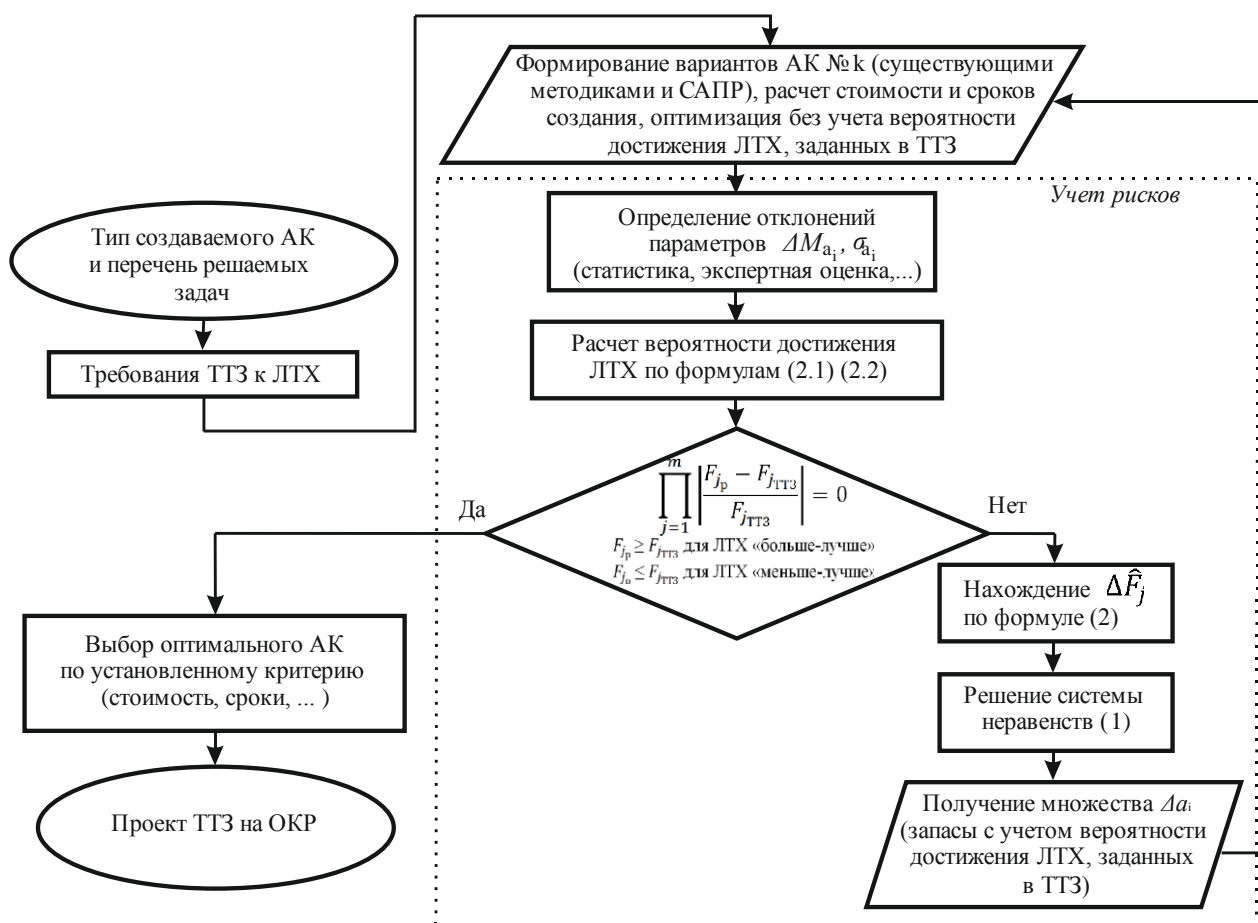


Рисунок 5 – Блок-схема формирования облика АК

Получив множество значений  $\Delta\hat{a}_i$  устанавливаются обоснованные запасы на отклонение параметров с учетом вероятности достижения ЛТХ, заданных в ТТЗ. Описанный во 2-й главе подход позволяет комплексно сравнивать варианты АК на начальных этапах проектирования и выделять обоснованные запасы с учетом вероятности достижения ЛТХ, заданных в ТТЗ.

**В Главе 3** исследована чувствительность ЛТХ к факторам риска: получены формульные зависимости для весовых коэффициентов (коэффициенты влияния), определяющих вклад изменения факторов риска в изменение ЛТХ.

Как было описано ранее, коэффициенты влияния  $k_{a_i-F_j}$  являются частными производными функции  $\hat{F}_j$  по параметрам  $\hat{a}_i$  и отражают чувствительность функции (ЛТХ) к параметрам ЛА (факторам риска):

$$K_{a_i-F_j} = \frac{\partial \hat{F}}{\partial \hat{a}_i} \quad (3)$$

Коэффициент влияния также можно найти путем расчета изменения ЛТХ при изменении значения параметра:

$$K_{a_i-F_j} = \frac{\hat{F}_j(\hat{a}_{i_2}) - \hat{F}_j(\hat{a}_{i_1})}{\hat{a}_{i_2} - \hat{a}_{i_1}} \quad (4)$$

где  $\hat{F}_j(\hat{a}_{i_2})$  – значение ЛТХ, соответствующее значению параметра  $\hat{a}_{i_2}$ ;

$\hat{F}_j(\hat{a}_{i_1})$  – значение ЛТХ, соответствующее значению параметра  $\hat{a}_{i_1}$ .

Значения коэффициентов, найденные по формуле (3), будут давать бóльшую погрешность при увеличении величины процентного изменения параметра  $a_i$ . В формуле (4) этого недостатка нет и результаты по ней будут давать более точный результат (рисунок 6).

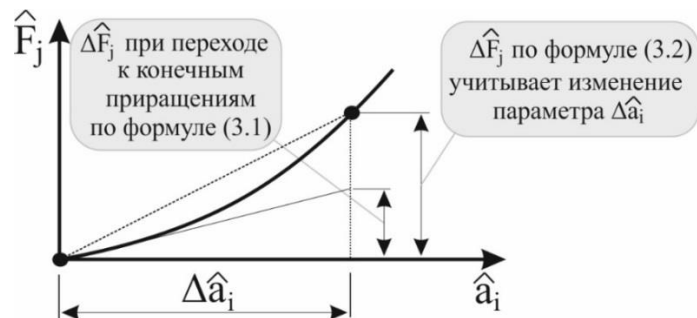


Рисунок 6 – Отличия  $\Delta\hat{F}$  в формулах (3) и (4)



Исследование КВ проводится по двум направлениям:

- 1) Аналитически, путем вывода КВ из формульных зависимостей ЛТХ.
- 2) Численными расчетами КВ путем вычисления изменений ЛТХ при варьировании массы и коэффициента сопротивления при нулевой подъемной силе.

Аналитический метод позволяет установить связь КВ с конкретными параметрами самолета. Эти зависимости выводятся из формул динамики полета и применимы к любому летательному аппарату с аналогичным принципом полета. Однако, чтобы представить зависимости в относительно простой и удобной форме, необходимо ввести некоторые допущения, которые можно использовать для выполнения необходимых математических преобразований. Полученные формулы требуют проверки, поскольку одно и то же введенное предположение может давать разные по величине ошибки в зависимости от типа самолета и его назначения.

Проверка и отладка полученных формул для КВ может быть проведена расчетным методом. Расчетный метод, в отличие от аналитического, позволяет получить точное значение КВ (без допущений), но не позволяет установить зависимость КВ от параметров самолета. КВ рассчитывается с использованием программы расчета ЛТХ, разработанной в «ОКБ Сухого». Таким образом, сравнение аналитических выводов с численными расчетами позволяет обосновать достоверность первых.

**В Главе 4** проведена верификация полученных формул для коэффициентов влияния факторов риска на ЛТХ. Проведен анализ влияния факторов риска на ЛТХ. Рассмотрены примеры по сравнению технических решений, сравнению АК путем комплексной оценки их создания через уровни готовности и реализуемость ЛТХ, показан учет вероятности при выделении запасов на отклонения параметров.

Верификация полученных формул произведена путем численного решения систем уравнений движения ЛА путем варьирования исходных данных в заданном диапазоне. Численные расчеты проводились с применением «Программы подготовки исходных данных и расчета ЛТХ», разработанной в ОКБ Сухого для

автоматизации проектных работ (рисунок 7) по ряду самолетов оперативно-тактической авиации: Су-27, Су-24, Су-25, МиГ-29, МиГ-23, МиГ-25.

Программы расчета ЛТХ и ВПХ используют в качестве исходных данных весовые, аэродинамические характеристики ( $Cx_0(M)$ ,  $Cx_i(C_y, M)$ ,  $Cy_{don}(M)$ ,  $C_y^a$ ) и характеристики силовой установки  $P(H, M, Dr)$   $Qc(H, M, Dr)$ , а так же некоторые ограничения ( $q_{max}$   $n_{y\ max}$ ) и константы. Графики  $Cx_0(M)$ ,  $Cx_i(C_y, M)$ ,  $Cy_{don}(M)$   $C_y^a$ ,  $P(H, M, Dr)$ ,  $Qc(H, M, Dr)$  оцифрованы из книг практических аэродинамик с помощью программы Graph2Digit.

Для проведения расчетов был разработан алгоритм, позволивший автоматизировать вычисления и провести исследование КВ. Код алгоритма написан на языке программирования PYTHON и автоматизирует расчетные действия программ с помощью установленного модуля AutoIt.

ЛТХ	Су-27				МиГ-29			
	$K_{m\_Fj}$		$K_{Cx_0\_Fj}$		$K_{m\_Fj}$		$K_{Cx_0\_Fj}$	
Максимальная скорость полета	-0,07		-0,81		-0,09		-0,71	
Практический потолок	-0,33		-0,45		-0,34		-0,41	
Максимальная скороподъемность	-0,91		-0,37		-0,91		-0,47	
Дальность полета, L	-1,11		-0,25		н/д	-	н/д	-
Перегрузка установившегося виража	-0,91		-0,09		-0,91		-0,09	
Время разгона	1,09		0,26		1,08		0,27	

Рисунок 7 – Вычисленные КВ для  $m$  и  $Cx_0$  по некоторым исследуемым АК

Анализ погрешностей показал, что полученные аналитическим путем КВ подтверждаются численными расчетами, при этом средняя арифметическая погрешность абсолютного значения КВ не превышает 0,1 (то есть погрешность рассчитываемых ЛТХ не превышает 10%).

В диссертационной работе представлены примеры по сравнению технических решений по влиянию на ЛТХ (аналог существующего метода градиентов взлетной массы), показан выбор направления доработки АК при

создании или модернизации существующего (необходимая область доработки получается автоматизированным способом путем решения системы неравенств, с применением полученных формульных зависимостей для весовых коэффициентов).

Апробация проведена на реальной задаче разрабатываемого ЛА. Представлен пример сравнения АК по реализуемости ЛТХ: приведена экспертная оценка с кратким обоснованием прогноза отклонений параметров ЛА (таблица 2), и с помощью представленного в диссертации подхода рассчитана вероятность выполнения требований ТТЗ в части ЛТХ (рисунок 8), что позволило комплексно оценить варианты АК и обоснованно установить запасы на отклонение параметров от расчетных значений с учетом вероятности достижения ЛТХ, заданных в ТТЗ.

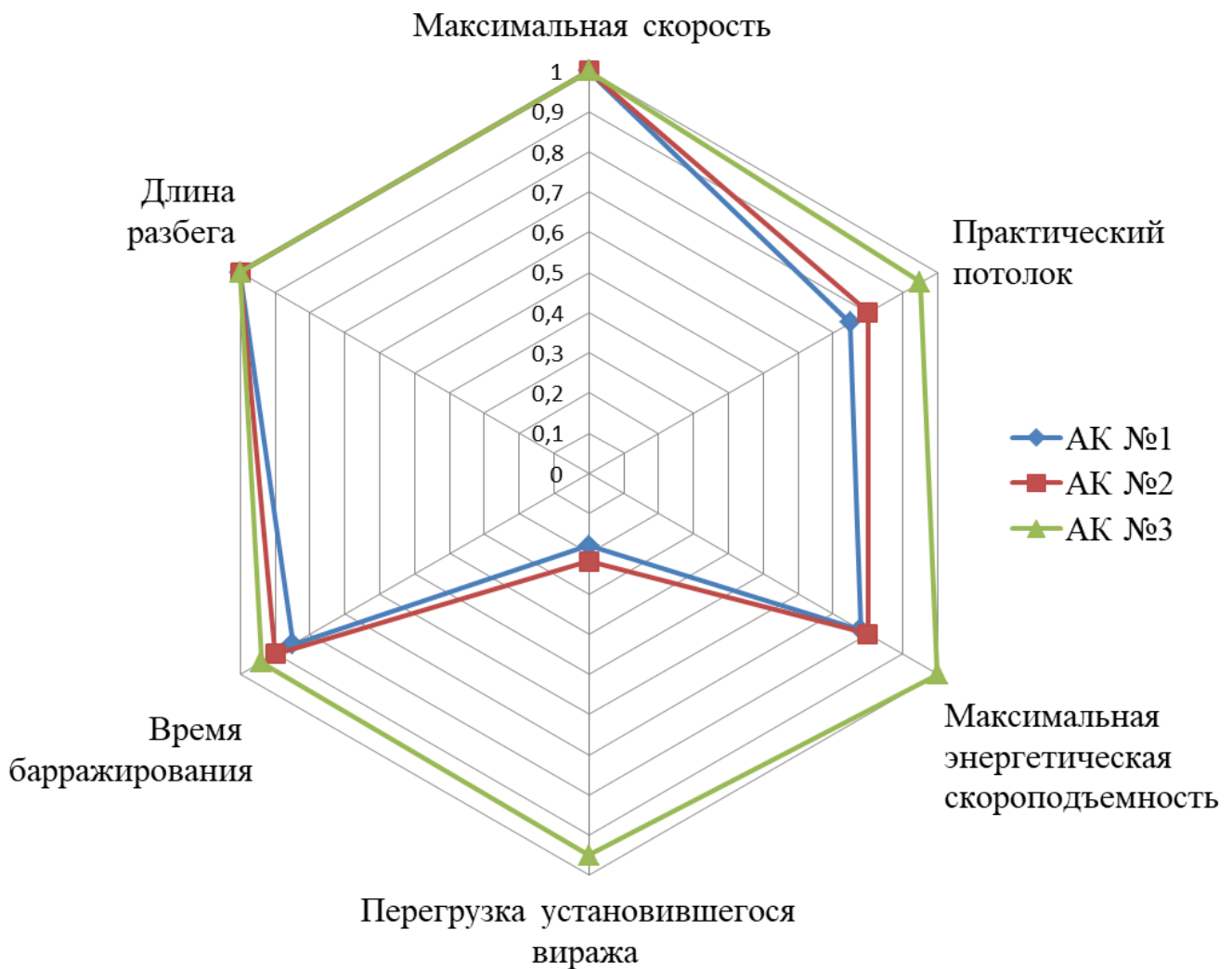


Рисунок 8 – Вероятность выполнения требований ТТЗ вариантами АК

Таблица 2 – Прогнозируемые отклонения параметров трех ЛА

Случайный фактор	Ожидаемое смещение математического ожидания $\Delta M_{a_i}$ , %	Диапазон отклонения относительно матожидания $\pm 3\sigma$ , %	Примечание
АК №1			
$m_{нуст}$	+1	$\pm 1$	Минимальные конструктивные доработки
$Cx_0$	+1	$\pm 1$	
$P$	-1	$\pm 1$	
$Q$	+1	$\pm 1$	
АК №2			
$m_{нуст}$	+8	$\pm 5$	Составляющие элементы (конструкция планера, КБО,...) разрабатываются
$Cx_0$	+2	$\pm 2$	
$P$	-1	$\pm 1$	
$Q$	+1	$\pm 1$	
АК №3			
$m_{нуст}$	+15	$\pm 7$	Составляющие элементы (конструкция планера, КБО,...) разрабатываются
$Cx_0$	+3	$\pm 5$	
$P$	-5	$\pm 5$	
$Q$	+5	$\pm 5$	

Рассмотрены отличия в определении выделяемых запасов на отклонение параметров путем расчета наихудших значений ЛТХ с учетом и без учета реализуемости ЛТХ (рисунок 9, таблица 3).

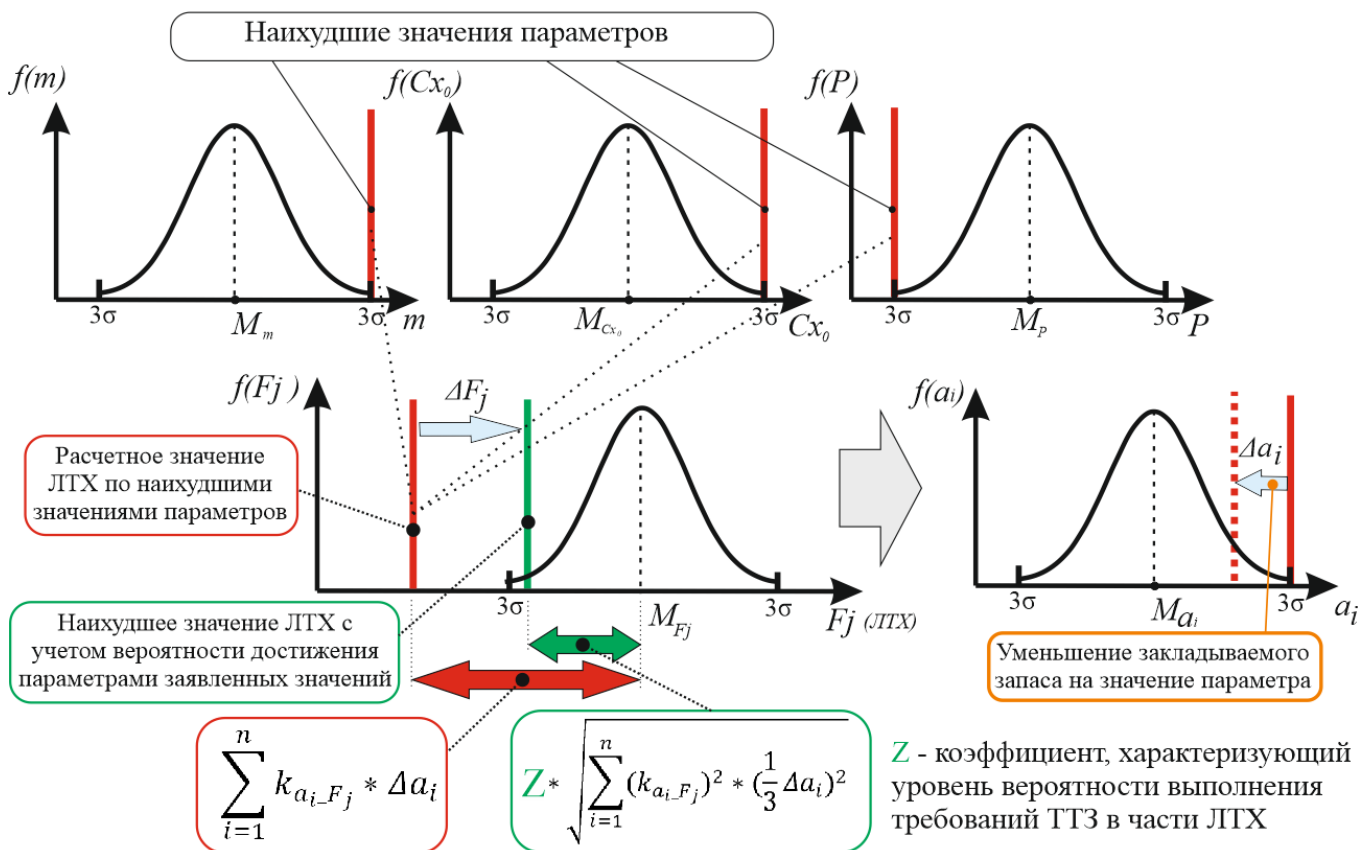


Рисунок 9 – Уменьшение закладываемых запасов на отклонения параметров

Таблица 3 – Закладываемый запас на отклонение параметра в зависимости от вероятности достижения ЛТХ

Вероятность достижения ЛТХ, %	Закладываемый запас на отклонение параметра от расчетного значения, %			
	$m$	$Cx_0$	$P$	$c_{уд}$
Без учета вероятности	7	5	5	5
99,9	5,5	3,9	3,9	3,9
97,7	3,6	2,6	2,6	2,6
95	3	2,2	2,2	2,2
90	2,4	1,7	1,7	1,7

Анализ данных, приведенных в таблице 3, показал, что для рассмотренного примера представленная в работе методика позволяет сокращать запас на отклонение параметров до 57% при вероятности достижения ЛТХ 95%. Сравнение проводилось относительно запасов, выделяемых по наихудшим (максимальным) отклонениям параметров от расчетных значений.

В общем случае разница в величине выделяемого запаса определяется типом ЛА и связана с полученными в работе коэффициентами влияния, а также количеством рассматриваемых факторов риска.

**В заключении** подведены итоги, представлены основные результаты по исследованию, а также сформулированы направления дальнейшего развития работы.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В результате проведенного исследования разработана методика, позволяющая на начальных этапах проектирования формировать облик самолета с учётом неопределённости отклонения параметров от расчетных значений в процессе разработки (весовые, аэродинамические, а также характеристики силовой установки - факторы риска), обеспечивая выполнение требований тактико-технического задания в части летно-технических характеристик с гарантированной вероятностью.

В приведенных материалах диссертационной работы выявлены ключевые факторы риска, влияющие на летно-технические характеристики самолета. Выполнен анализ причин появления рисков, проанализированы отечественные и зарубежные нормативные документы, описывающие процессы управления рисками проекта. Рассмотрены работы по комплексной оценке научных проектов, учитывающей технологическую, организационную, производственную и другие стороны проекта. Анализ работ показал, что применительно к авиационной отрасли, в дополнение к вышеперечисленным аспектам, необходимо учитывать реализуемость летно-технических характеристик самолета.

Установлено, что значения факторов риска являются случайными величинами, подчиняющимися нормальному закону распределения. Получены формулы для определения параметров закона распределения летно-технических характеристик. Анализ полученных формул показал, что для определения параметров законов распределения летно-технических характеристик необходимы численные значения весовых коэффициентов (коэффициентов влияния), определяющих влияние неточности определения параметров самолета на изменение его летно-технических характеристик. Получены формульные зависимости для расчёта весовых коэффициентов.

Разработан алгоритм, позволяющий оценивать вероятность выполнения требований тактико-технического задания в части летно-технических характеристик и определять направления доработки авиационного комплекса для снижения рисков невыполнения тактико-технического задания.

Верификация формульных зависимостей проведена сравнением результатов расчетов изменения летно-технических характеристик самолетов класса оперативно-тактической авиации при изменении отклонения параметров (факторов риска). Расчеты производились по формульным зависимостям коэффициентов влияния и сравнивались с результатами, полученными при помощи разработанной в «ОКБ Сухого» стандартной программы расчета летно-технических характеристик. При этом погрешность результатов составила не более 10%.

Работоспособность методики подтверждена решением тестового примера по оценке рисков достижения требований тактико-технического задания по летно-техническим характеристикам альтернативных вариантов многофункционального истребителя и выбору направления его доработки для выполнения заданных требований. В примере продемонстрировано сокращение потребного запаса на отклонение параметров до 57% при вероятности достижения летно-технических характеристик 95%. Сравнение осуществлялось относительно запасов, выделяемых по наихудшим значениям параметров.

Результаты данной работы позволяют расширить существующие методики путем учета факторов риска непосредственно при формировании облика авиационного комплекса, а также учитывать риск достижения летно-технических характеристик при проектировании совместно с комплексной оценкой рисков проекта.

В диссертации содержится решение научной задачи и изложены новые научно обоснованные технические решения и разработки, имеющие существенное значение для развития авиационной промышленности.

## СПИСОК РАБОТ, ОПУБЛИКОВАННЫХ АВТОРОМ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

## Публикации в рецензируемых научных изданиях

1. Клягин В.А., Лаушин Д.А. Учет рисков, связанных с достижением заданных летно-технических характеристик самолета // *Общероссийский научно-технический журнал ПОЛЕТ*. – 2019. – №1. – С. 28-32.
2. Клягин В.А., Лаушин Д.А. Подход к определению вероятности достижения заданных летно-технических характеристик и учет факторов риска при формировании облика самолета // *Вестник Московского авиационного института*. – 2021. –Т. 28. – № 2. – С. 91-103.

## Публикации в изданиях, индексируемых в базе данных SCOPUS

3. Laushin D.A. Klyagin V.A. The impact assessment of the errors in determining the mass and zero lift-drag coefficient on the aircraft's performance data // *ASTESJ*. – 2020 – Vol. 5. – Issue 6. – Pp.118-126. – DOI: 10.25046/aj050613

## Другие публикации

4. Лаушин Д.А. Клягин В.А. К вопросу о влиянии факторов неопределенности на облик самолета // *Тезисы докладов XLIV Международной молодёжной научной конференции Гагаринские чтения*. – Москва: МАИ, 2018. – Т.1. – С. 57.
5. Лаушин Д.А. Клягин В.А. Подход к оценке влияния погрешностей определения весовых и аэродинамических характеристик ЛА на выполнение ТТЗ в части ЛТХ // *Тезисы докладов XLV Международной молодёжной научной конференции Гагаринские чтения*. – Москва: МАИ, 2019. – С. 60.
6. Лаушин Д.А. Клягин В.А. К вопросу о сравнении технических решений по влиянию на летно-технические характеристики летательного аппарата // *Тезисы докладов XLVI Международной молодёжной научной конференции Гагаринские чтения*. – Москва: МАИ, 2020. – С. 76.
7. Клягин В.А. Лаушин Д.А. К вопросу оценки влияния изменения параметров летательного аппарата на его летно-технические характеристики // *Перспективы развития авиационных комплексов государственной авиации и их силовых установок. Сб. науч. ст. по материалам VIII Международной науч.-практ. конф. «Академические Жуковские чтения»*. – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2020. – 329 с.