

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего образования
«Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи



Лаушин Дмитрий Андреевич

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

05.07.02 – «Проектирование, конструкция
и производство летательных аппаратов»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

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

Москва – 2021

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
ГЛАВА 1. АНАЛИЗ СОВРЕМЕННЫХ МЕТОДОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ. ПОСТАНОВКА ЦЕЛЕЙ И ЗАДАЧ ИССЛЕДОВАНИЯ	11
1.1. Авиационный комплекс как техническая система.....	11
1.2. Учет рисков при проектировании.....	16
1.3. Анализ существующих работ по направлению исследования	18
1.4. Математическая постановка задачи исследования	23
ГЛАВА 2. ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА САМОЛЕТА С УЧЕТОМ ВЕРОЯТНОСТИ ДОСТИЖЕНИЯ ЗАДАНЫХ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК	24
2.1 Факторы риска, влияющие на летно-технические характеристики летательного аппарата. Закон распределения факторов риска	24
2.1.1 Весовой фактор риска.....	27
2.1.2 Аэродинамические факторы риска	31
2.1.3 Факторы риска ВСХ силовой установки.....	35
2.2 Реализуемость летно-технических характеристик	39
2.3 Определение параметров закона распределения летно-технических характеристик. Линейные функции от нормально распределенных аргументов	40
2.4 Методика формирования облика самолета с учетом вероятности достижения заданных летно-технических характеристик	44
ГЛАВА 3. ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФАКТОРОВ РИСКА НА ЛТХ САМОЛЕТА	51
3.1 Влияние факторов риска на летно-технические характеристики. Параметрическая чувствительность летно-технических характеристик	51
3.1.1 Влияние факторов риска на максимальную скорость полета	53
3.1.2 Влияние факторов риска на практический потолок.....	57
3.1.3 Влияние факторов риска на энергетическую скороподъемность.....	64

3.1.4 Влияние факторов риска на перегрузку установившегося виража	69
3.1.5 Влияние факторов риска на время разгона	73
3.1.6 Влияние факторов риска на дальность полета.....	76
3.1.7 Влияние факторов риска на длину разбега	82
3.2 Влияние массы топлива на летно-технические характеристики	87
ГЛАВА 4. ПРИМЕНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЯ К РЕШЕНИЮ ЗАДАЧ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ	92
4.1 Верификация полученных формульных зависимостей. Анализ чувствительности летно-технических характеристик к факторам риска.....	92
4.2 Оценка целесообразности технических решений. Выбор направления доработки авиационного комплекса	107
4.3 Сравнение авиационных комплексов путем оценки реализуемости летно- технических характеристик. Учет вероятности при выделении запасов.	114
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	126
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ	128
СЛОВАРЬ ТЕРМИНОВ.....	131
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	132
ПРИЛОЖЕНИЕ А. Акт внедрения	142

ВВЕДЕНИЕ

При разработке новых АК наиболее ответственные технические решения, обеспечивающие выполнение ТТТ в целом и в частности 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 ОКР. При этом допущенные ошибки приводят к большим затратам средств и времени на их устранение на последующих этапах создания АК (см. рисунок В.1).

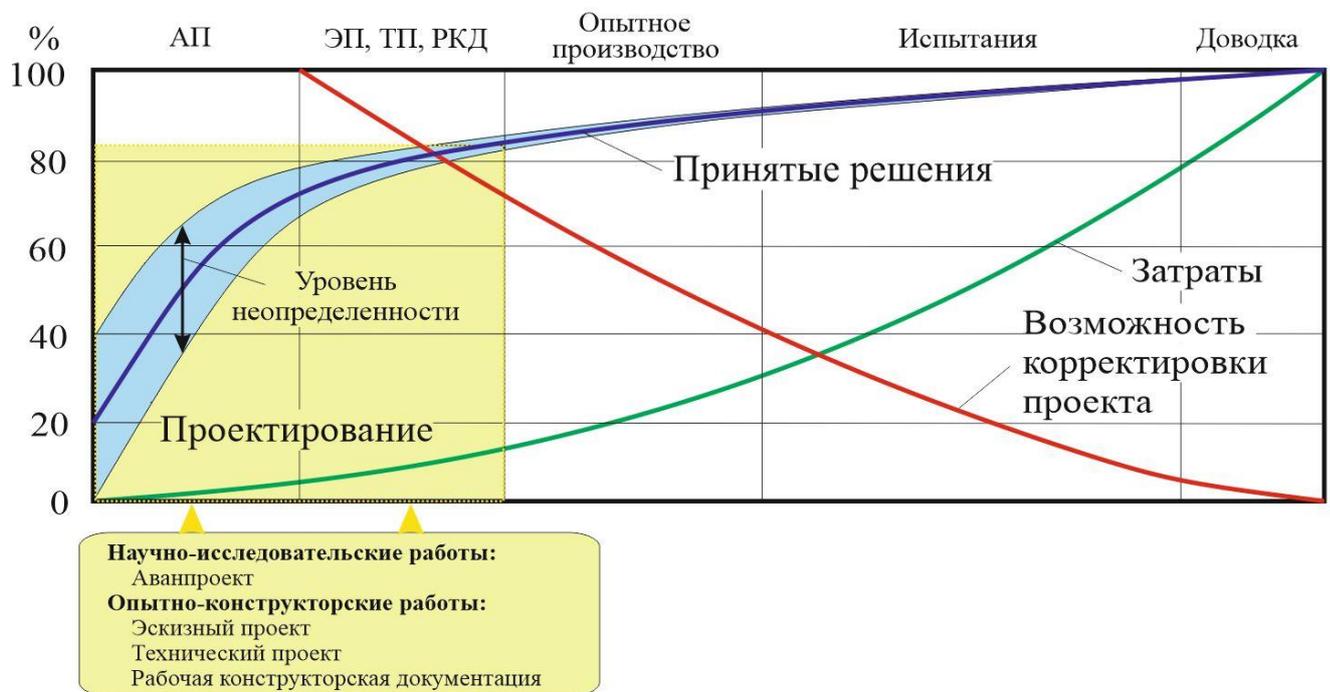


Рисунок В.1 - Принятые решения и экономические затраты на этапах создания АК

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, СУ), 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.

Подходы к формированию облика АК при неточности определения исходных данных отражены во многих работах [1-29]. Также среди научных трудов стоит выделить основополагающие методики и САПР по формированию облика самолета [30-35]. Однако представленные работы при формировании облика ЛА не оценивают риски невыполнения ТТЗ в части ЛТХ.

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.

Целью работы является 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 авиационного комплекса.

Предметом исследования являются зависимости летно-технических характеристик летательного аппарата 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 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:

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

На защиту выносятся следующие **научные положения**:

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.

Достоверность полученных 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 путем сравнения математической и физической моделей) и базового аппарата математики - теории вероятностей.

Личный вклад автора работы

Все представленные в диссертации результаты получены лично автором либо при его непосредственном участии.

Апробация результатов работы

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».

Публикации

Полученные научные результаты опубликованы в 7 печатных работах: в научной статье, индексируемой SCOPUS [69], в двух научных статьях в журналах из перечня ВАК [68, 70], в четырех сборниках тезисов докладов [71-74].

Внедрение результатов работы

Получен акт о внедрении результатов диссертационной работы в «ОКБ Сухого», который подтверждает её практическую ценность.

Структура работы

Диссертационная работа изложена на 142 машинописных листах и состоит из введения, четырех глав, заключения, списка сокращений, словаря терминов, списка литературы, приложения. Иллюстративный материал представлен в виде 81 рисунка и 55 таблиц. Список литературы включает 74 наименования.

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 Главе 2 выявлены основные группы и ключевые факторы риска, влияющие на облик ЛА. Описано определение параметров закона распределения ЛТХ и расчет вероятности их достижения. Приведен алгоритм формирования облика ЛА, учитывающий влияние факторов риска.

Глава 3 посвящена исследованию чувствительности ЛТХ к факторам риска: получены формульные зависимости для весовых коэффициентов (коэффициенты влияния), определяющих вклад изменения факторов риска в изменение ЛТХ.

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

В заключении подведены итоги, представлены основные результаты по проведенному исследованию.

ГЛАВА 1. АНАЛИЗ СОВРЕМЕННЫХ МЕТОДОВ ПРОЕКТИРОВАНИЯ. ПОСТАНОВКА ЦЕЛЕЙ И ЗАДАЧ ИССЛЕДОВАНИЯ

1.1. Авиационный комплекс как техническая система

Теоретической базой проектирования больших технических систем (к которым относится самолет) является системотехника – наука, которая ставит своей целью создание и изучение наиболее общих способов описания законов функционирования и методов анализа и синтеза больших систем. Задача проектирования системы может быть сведена к задаче нахождения глобального экстремума функции многих переменных (параметров, описывающих ЛА) при ограничениях на эти параметры в виде функциональных равенств и неравенств.

В основе системного подхода лежит предположение о возможности расчленения сложных систем и процессов на составляющие их относительно самостоятельные элементы (подсистемы, подпроцессы). Это существенно облегчает анализ и синтез сколь угодно сложных систем. При этом очень важно правильно выбрать объект системного исследования, чтобы системное его изучение давало значительный эффект по сравнению с рассмотрением системы по частям. Обладая достаточной масштабностью, такой объект должен допускать описание его структуры и функционирования математическими методами.

Системное проектирование всегда направлено на поиск параметров системы, оптимальных в смысле выполнения ею своего функционального назначения с учетом возможной многофункциональности и взаимосвязи с другими подсистемами. При этом определение взаимосвязанного комплекса критериев, позволяющих на каждом уровне расчленения системы отыскивать с помощью формальных методов ее оптимальные параметры, а также иметь возможность объективно оценивать результаты проектирования, также является одной из важнейших задач системного проектирования.

Поскольку системное проектирование опирается на широкое использование математических методов исследования и ЭВМ для решения проектных задач, не менее важна разработка приемлемых математических моделей исследуемых систем и процессов. Такие модели должны позволять применять формальную логику и элементарные арифметические операции для решения весьма сложных задач. Последующие задачи системного проектирования направлены на разработку алгоритма и программы для решения задачи на ЭВМ, анализ результатов и подготовку материалов для принятия решений.

Раскроем содержание отмеченных выше задач системного проектирования применительно к объекту исследования. Изучение системы начинается с выявления ее структуры и установления связей между элементами. Как отмечалось выше, самолет является сложной системой, входящей в большие авиационные системы (комплексы). 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.

Развитие больших и сложных технических систем, каковым является и АК, подвержено влиянию большого числа разнообразных факторов военно-стратегического, научно-технического, производственно-экономического и др. характера. Природа этих факторов может носить не только детерминированный (однозначные численные значения), но и случайный и неопределенный характер [3].

При рассмотрении целесообразности развертывания работ по выполнению того или иного проекта наряду с его финансовой или иной целесообразностью в обязательном порядке должна быть оценена возможность реализации этого проекта. Основные положения методик оценки АК на этапе внешнего проектирования описаны в работах [1-4].

Под реализуемостью проекта понимается возможность решения необходимого комплекса научно-технических, проектно-конструкторских, производственно-технологических и организационных задач для выполнения в заданные сроки полного объема работ, обеспечивающего создание нового или модернизированного АК в соответствии с заданными техническими и эксплуатационными характеристиками в условиях ресурсных (в первую очередь финансовых) и временных ограничений.

На реализуемость АК оказывают влияние множество факторов. Среди них можно выделить следующие основные составляющие (рисунок 1.1):

- техническая реализуемость;
- научно-технические возможности ОКБ;
- производственно-технологические возможности;
- финансовая реализуемость.



Рисунок 1.1 - Пример подхода к оценке реализуемости проекта.

Оценка реализуемости наукоемких проектов выполняется на основе оценок основных типов рисков, присутствующих при выполнении проектов. Уровни рисков реализации программы - это оцениваемая величина влияния факторов различного характера на итоговый результат программы с точки зрения достижения целевых показателей.

Модель комплексной оценки научных проектов описана в работах [47-49]. Она учитывают технологическую, организационную, финансовую и другие стороны проекта. В настоящее время для оценки уровня готовности технологии используется хорошо зарекомендовавший себя подход, основанный на применении 9-ти уровневой шкалы TRL (Technology Readiness Level) или ее российского аналога УГТ (Уровень Готовности Технологии), позволяющей различным группам специалистов (руководителям, менеджерам, администраторам, исследователям, конструкторам, технологам и т.д.) понимать, насколько данная технология в своем развитии продвинулась от научной идеи до практического применения (таблица 2.3). Использование данной шкалы в различных государствах или крупных компаниях в настоящее время регулируется различными национальными или отраслевыми стандартами. (описание данной шкалы приведено в стандарте [40]). В работах [47-49] подробно описано применение такого подхода в инновационных научных проектах.

Каждый из указанных уровней готовности в этой шкале характеризует глубину проработки разрабатываемой технологии с целью создания конечного продукта. Уровни TRL/УГТ: 1–4 соответствует стадии становления, на котором происходит оценка технологии и испытания, TRL/УГТ: 5–7 – стадия развития или предпроизводство, а TRL/УГТ: 8–9 – стадия зрелости или непосредственное осуществление производства. Шкала УГТ дает возможность на каждом этапе оценить уровень готовности технологий с помощью вопросов, содержащих как количественные, так и качественные индикаторы. Аналогичная шкала есть для оценки готовности производства. Шкала УГП (уровень готовности производства, аналог MRL – manufacturing readiness level) позволяет определить текущий уровень зрелости производственных процессов, выявить производственные ограничения и т.д.

При принятии решений о готовности технологий используется оценка соответствующих специалистов – исследователей, специализирующихся в данной области знаний, научно-исследовательских организаций и компаний. Однако

более объективную оценку готовности технологии могут обеспечить независимые эксперты, которые обладают более широким кругозором, нежели непосредственные исполнители разработок, и при этом лишены чрезмерного оптимизма относительно вероятности достижения успеха. В частности, экспертная комиссия соответствующего уровня и направления, в состав которой входят ученые, инженеры и представители промышленности, принимает решение о достижении технологией того или иного уровня готовности. При этом на более низких уровнях УГТ доминирующую роль играют ученые, а на высоких – представители промышленности.

ГОСТ Р 58048 описывает методику оценки зрелости технологий и систем с их применением через соответствующие уровни готовности. Концепция уровней готовности используется для оценки текущего состояния вновь разрабатываемых или приобретаемых технологий и компонентов сложных технических систем, в частности в авиации.

С учетом уровней готовности принимают решения о возможности и целесообразности трансфера конкретных технологий, дальнейшего продолжения научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР) и перевода разрабатываемой технологии на следующую стадию жизненного цикла, разрабатываются планы совершенствования систем, их компонентов и соответствующих технологий производства. Это позволяет обеспечить унификацию подходов к оценке зрелости технологий и принятию решений по применению и развитию тех или иных критических технологий и компонентов при создании целевых и обеспечивающих систем.

Однако перечисленные выше методики и подходы не учитывают при формировании облика ЛА вероятность реализации ЛТХ с учетом изменений параметров ЛА в процессе проектирования. Рассмотрим существующие подходы к учету рисков при разработке проектов.

1.2. Учет рисков при проектировании

Под риском понимается некоторое событие или условие, которое в случае возникновения имеет позитивное или негативное воздействие, например на сроки, стоимость, ЛТХ разрабатываемого самолета и так далее. Существует ряд отечественных и зарубежных нормативных документов, регламентирующих процедуры управления рисками [39-47]. Согласно ГОСТ Р ИСО 31000, **риск:** следствие влияния неопределенности на достижение поставленных целей. Причина появления рисков содержится в недостатке или отсутствии информации, знаний или понимания возможных последствий предпринимаемых действий, решений или событий.

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.

Процессы, связанные с идентификацией, анализом рисков и принятием решений, которые включают максимизацию положительных и минимизацию отрицательных последствий наступления рисков событий, относятся к процедурам управления рисками. Эти процедуры описаны рядом нормативных документов и определяются, как правило, следующими основными пунктами:

- 1) Планирование управления рисками;
- 2) Идентификация рисков;
- 3) Качественная оценка рисков;
- 4) Количественная оценка;

- 5) Планирование реагирования на риски;
- 6) Мониторинг и контроль рисков.

Рассмотрим подробнее подробно процесс идентификации и оценки рисков.

Идентификация рисков — это выявление рисков, способных повлиять на проект. Это итеративный процесс, который периодически повторяется на всем протяжении проекта, поскольку в рамках его жизненного цикла могут обнаруживаться новые риски.

Исходные данные для выявления и описания характеристик рисков могут браться из разных источников: база знаний организации, информация из открытых источников, научных работ и другие исследовательские работы в данной области.

Каждый проект задумывается и разрабатывается на основании ряда гипотез, сценариев и допущений. Как правило, в описании содержания проекта перечисляются принятые допущения — факторы, которые для целей планирования считаются верными, реальными или определенными без привлечения доказательств. Неопределенность в допущениях проекта следует также обязательно рассматривать в качестве потенциального источника возникновения рисков проекта. Анализ допущения позволяет идентифицировать риски проекта, происходящие от неточности, несовместимости или неполноты допущений.

Качественная оценка рисков - процесс представления качественного анализа идентификации рисков и определения рисков. Такая оценка рисков определяет степень важности риска. Доступность сопровождающей информации помогает легче расставить приоритеты для разных категорий рисков. Качественная оценка рисков - это оценка условий возникновения рисков и определение их воздействия на проект.

Количественная оценка рисков определяет вероятность возникновения рисков и их влияние на проект, что помогает группе управления проектами верно принимать решения и избегать неопределенностей. Количественная оценка

рисков позволяет определять вероятность достижения конечной цели проекта, степень воздействия риска на проект, объемы непредвиденных затрат и т.д.;

Из рассмотренных процедур следует, что 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.

1.3. Анализ существующих работ по направлению исследования

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.

В работе Л.В. Мышкина [1] приведены сведения о прогнозировании развития объектов авиационной техники. Изложены основы теории прогнозирования развития летательных аппаратов (ЛА) и систем (парка) ЛА. Рассмотрены статические и динамические математические модели определения оптимального облика ЛА и систем ЛА, достоверность и технология прогнозирования на примерах прогнозирования развития фронтовых истребителей, истребителей-перехватчиков и военно-транспортных самолетов, условия конкурентоспособности ЛА и последовательности внедрения их в авиационную систему.

В работе В.И. Барковского, Г.М. Скопца, В.Д. Степанова [2] дана краткая характеристика одного из современных направлений развития методологии формирования технического облика авиационных комплексов. Проанализированы

основные факторы, определяющие процесс создания авиационной техники в современных условиях. Методология позволяет сформировать компромиссный технический облик авиационного комплекса в условиях противоречивости предъявляемых к нему требований страной-разработчиком и странами - потенциальными импортерами.

В монографии В.С. Платунова [3] изложена современная версия системной методологии военно-научных исследований авиационных комплексов военного назначения, центральное место в которой занимают методологические и методические вопросы обоснования их перспектив развития и требований к ним. Обоснован понятийный аппарат, система показателей и критериев сравнительной оценки авиационных комплексов и их основных составных частей на различных этапах жизненного цикла. Раскрыто содержание основных исследовательских задач по формированию авиационных комплексов, решаемых на концептуальном, обличовом и проектном этапах. Изложены основные аспекты ключевых методик исследований по обоснованию концепций новых авиационных комплексов, требований к их основным тактико-техническим характеристикам, сравнительной оценке и выбору наилучших вариантов авиационных комплексов из множества альтернатив, вариантов модернизации авиационных комплексов.

В монографии Г.М. Скопца [4] приведены основные методологические положения внешнего проектирования авиационных комплексов, используемые при этом аксиоматика, понятийный аппарат, методики и модели, обеспечивающие их оптимизацию (синтез авиационных комплексов, оценку их эффективности и стоимости). Публикуемые результаты получены на основе анализа и обобщения мирового опыта создания боевых многофункциональных тактических самолетов.

В работе О.К. Югова, О.Д. Селиванова [5] рассмотрены методики расчета аэродинамических и массовых характеристик планера, силовой установки, основных летно-технических данных самолета с учетом возможных ограничений. Отражен подход к статистической оценке летных данных самолета в условиях неопределенности исходной информации.

В работе В.Е. Денисова, В.К. Исаева, А.М. Рябова, Л.М. Шкадова [7] описан подход, позволяющий учитывать распределение случайной величины на некоторые ЛТХ самолета. Для оценки характеристик самолета на стадии проектирования предполагается, что параметры, определяющие его летно-технические данные, являются вероятностными величинами с соответствующими законами распределения. Для численного построения законов распределения (гистограмм) летно-технических данных проектируемого самолета используется метод статистических испытаний (метод Монте Карло). В качестве исходных распределений параметров самолета используются нормальные и бета-распределения, для моделирования которых применяется метод Неймана. Даны примеры статистических оценок летно-технических данных (длина разбега, крейсерская дальность) одного из вариантов пассажирского самолета.

В статье А.М. Жеребина, В.В. Кропова, М.А. Русака [9] излагаются основные положения подхода к оценке рисков реализации программ создания авиационной техники; обосновывается концепция среды сетевого моделирования как информационно-программного инструментария поддержки и сопровождения исследований по оценке рисков и принятия решений по управлению рисками; приводятся результаты модельных экспериментов с использованием разработанной и программно-реализованной пилотной версии комплекса оценки и оптимизации временных и стоимостных параметров сетевой модели проекта создания образца авиационной техники.

В работе А.В. Аношко, Ю.М. Дзема, С.Г. Петренко [10] Излагаются основные положения предлагаемого подхода к оценке рисков реализации программ создания авиационной техники; обосновывается концепция среды сетевого моделирования как информационно-программного инструментария поддержки и сопровождения исследований по оценке рисков и принятия решений по управлению рисками; приводятся результаты модельных экспериментов с использованием разработанной и программно-реализованной пилотной версии

комплекса оценки и оптимизации временных и стоимостных параметров сетевой модели проекта создания образца авиационной техники.

В статье Лисейцева Н.К., Матвеевко А.М., Овчаренко В.Н. [11] рассматриваются методологические основы проектирования самолетов на базе достижений современных информационных технологий. Определены актуальные направления совершенствования организации работ и методов решения задач на всех стадиях жизненного цикла самолетов.

В статье П.В. Журавлева [13] дается обоснование необходимости учета неопределенностей при решении задач проектирования пассажирских самолетов в составе оптимального парка, приводится классификация основных видов неопределенностей, выделяются виды неопределенностей, оказывающие наибольшее влияние на результаты решения задачи проектирования пассажирских самолетов в составе парка, а также приводятся методы учета выделенных неопределенностей.

Также среди научных трудов стоит выделить основополагающие методики и САПР по формированию облика самолета. Например, используемая в работе О.С. Самойловича [29] методология позволяет на этапе предварительного проектирования определить основные удельные и конструктивные параметры самолета и аэродинамические коэффициенты для всех режимов установившегося движения, что, в свою очередь, дает возможность сформировать компоновочную схему самолета и рассчитать его основные ЛТХ.

В работе М.А. Погосьяна, Н.К. Лисейцева, Д.Ю. Стрельца [30] излагаются основанные на принципах системного подхода и достижениях современных информационных технологий методы общего проектирования самолетов различного типа и назначения, а также проблемы проектирования их структурно-функциональных элементов. Отражены современные достижения в авиастроении, теории и методах проектирования самолетов различных типов.

В работе М.Ю. Куприкова [31] описано влияние инфраструктурных ограничений на облик ЛА и представлена методика формирования облика ЛА, для которых свойственны эти ограничения.

Среди работ, связанных с формированием облика ЛА, также выделяются работы С.М. Егера, Н.К. Лисейцева, О.С. Самойловича [32], В.З. Максимовича [33], В.В. Мальчевского [34], Н.Н. Долженкова, В.А. Подобедова [35], Л. Г. Чернова, А. Г. Милованова [36] и других авторов.

Подходы к комплексной оценке реализуемости проектов отражены в работах А.В. Комарова, А.Н. Петрова, А.В. Сартори Е.Ю. Хрусталева, Н.А. Соколова [48-50] и др.

По результатам проведенного анализа работ [1-38] [47-49] 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. Поэтому целью работы является разработка методики, позволяющей при формировании облика самолета определять количественно обоснованные запасы на отклонение параметров (факторов риска) с учетом вероятности достижения заданных в ТТЗ ЛТХ

1.4. Математическая постановка задачи исследования

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.

ГЛАВА 2. ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА САМОЛЕТА С УЧЕТОМ ВЕРОЯТНОСТИ ДОСТИЖЕНИЯ ЗАДАННЫХ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

2.1 Факторы риска, влияющие на летно-технические характеристики летательного аппарата. Закон распределения факторов риска

Летно-технические характеристики представляют комплекс количественных показателей, определяющих возможности ЛА выполнять свое целевое назначение. В частности, к ним относятся:

- диапазон высот и скоростей полета;
- дальность и продолжительность полета;
- маневренные характеристики;
- взлетно-посадочные характеристики.

Для маневренного ЛА характерны следующие ЛТХ, задаваемые в ТТЗ:

- максимальная скорость полета;
- практический потолок;
- энергетическая скороподъемность;
- максимальная дальность полета;
- перегрузка установившегося виража (предельная по тяге СУ);
- время разгона;
- длина разбега.

Данные показатели определяются следующими характеристиками ЛА [54, 64-67]: расчетным весом ЛА, аэродинамическими характеристиками высотно-скоростными характеристиками СУ.

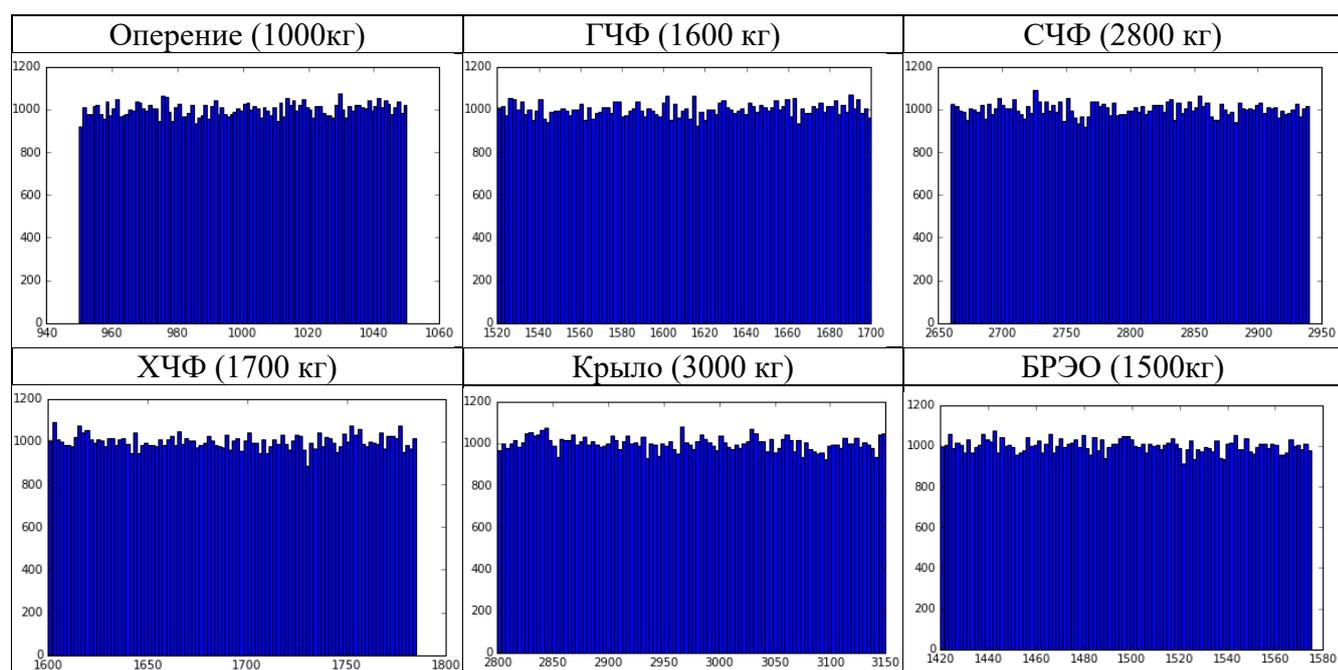
Для определения вероятности достижения ЛТХ, заданных в ТТЗ, недостаточно знать границы, в которых находится значение ЛТХ (путем расчета с наихудшим и наилучшими значениями факторов риска). Необходимо обладать законом распределения каждой ЛТХ, причем на этот закон оказывают влияние

распределения входных параметров. В работе [7] описаны подходы к определению закона распределения ЛТХ.

Поскольку отклонение параметров проектируемых подсистем (ОСО, КБО, СУ) от расчетных значений (масса, тяга и т.д.) происходит в результате воздействия множества случайных событий, то закон распределения соответствующих параметров можно считать нормальным [56], но с ограниченными пределами. Диапазоны изменения параметров всегда можно установить на основе статистических данных, математическим моделированием, а также методом экспертных оценок, то есть используя опыт в разработке АТ специалистов подразделений КБ.

Обоснованность гипотезы о нормальном законе распределения покажем на примере закона распределения массы ЛА. Проведем параметрирование различных законов распределения некоторых составляющих элементов массы пустого ЛА: массы оперения, крыла, фюзеляжа (ГЧФ, СЧФ, ХЧФ), БРЭО, ОСО. Примеры выборок плотностей распределения составляющих элементов массы ЛА показаны в таблице 2.1 и 2.2, данные приведены для 10% диапазона отклонения параметров, в скобках указаны номинальные значения массы, по горизонтальной оси – значение массы, по вертикальной – количество точек в интервале.

Таблица 2.1 – Композиция равномерных законов распределения



Продолжение таблицы 2.1

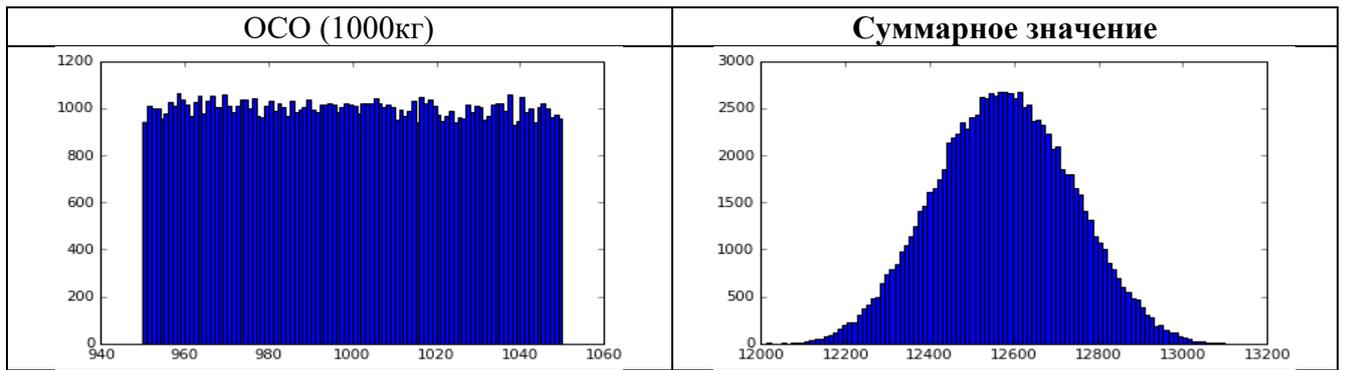
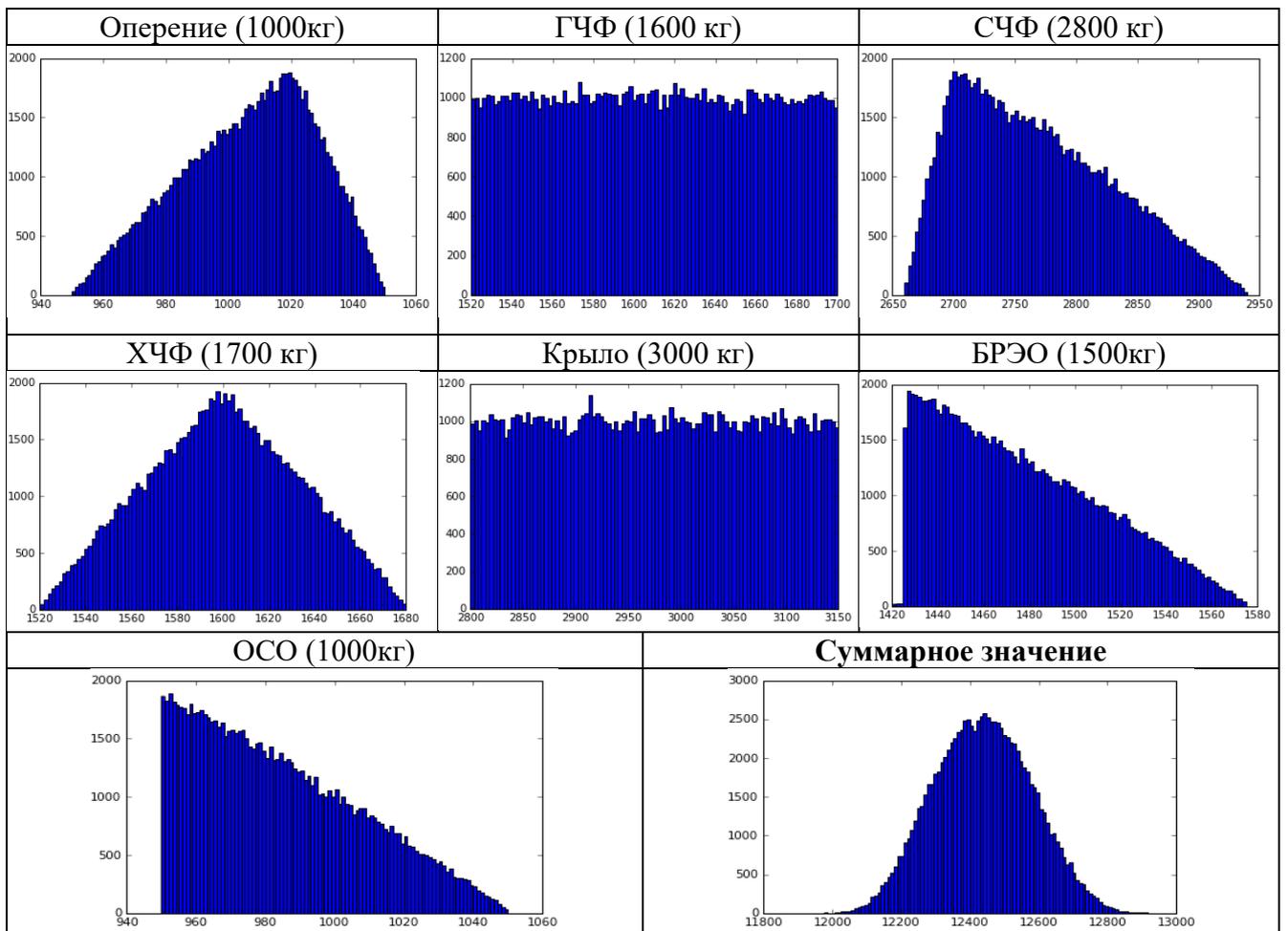


Таблица 2.2 – Композиция различных законов распределения



Анализ плотности распределения массы пустого ЛА при комбинации различных плотностей распределения составляющих элементов массы пустого ЛА показал, что по критерию А.Н. Колмогорова ($p > 0,2$) подтверждается гипотеза о принадлежности получаемых данных нормальному закону распределения. Проверка осуществлялась с помощью программного обеспечения

STATISTIKA (разработчик – компания StatSoft). Композиция законов распределения производилась с помощью кода, написанного на языке программирования PYTHON.

Законы распределения входных параметров ограничим тремя среднеквадратическими отклонениям (по правилу трех сигм). В этом случае вероятность того, что случайная величина окажется внутри установленных границ, составляет 0,9973 (рисунок 2.1).

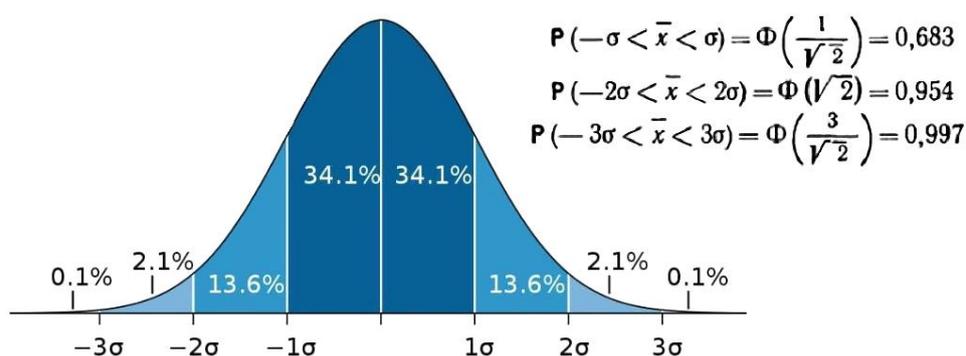


Рисунок 2.1 - Вероятность нахождения случайной величины в границах среднеквадратического отклонения (график плотности распределения случайной величины)

Рассмотрим более подробно составляющие выделенных групп факторов риска.

2.1.1 Весовой фактор риска

Увеличение массы самолета в процессе проектирования является объективной закономерностью. Объясняется это достаточно большой степенью незнания проекта в начальной стадии разработки, когда имеются лишь общие контуры и основные компоновочные чертежи, при этом отсутствуют принципиальные схемы систем самолета, перечень устанавливаемого оборудования, неизвестны нагрузки, действующие на самолет и др. Определение массы на данном этапе представляет собой скорее прогнозирование, чем инженерный расчет, так как точность зависит не только от методики, но и в равной степени – от достоверности исходных данных.

Относительная величина роста массы пустого или снаряженного самолета в процессе проектирования называется коэффициентом возрастания массы самолета. Данный коэффициент показывает отношение фактического значения массы снаряженного самолета к теоретическому [50]:

$$k_{\Delta m} = m_{п. сн}^{\phi} / m_{п. сн}^T$$

На его значение оказывает влияние много факторов, к которым относятся:

- постепенное поступление и уточнение расчетных, схемных и других исходных данных для расчетов;
- возможность неполной реализации намеченного внедрения прогрессивных разработок в области новых материалов, технологий и т.п.;
- доработка после испытаний на статические, усталостные нагрузки, летных и других испытаний;
- отклонение массы проектируемых комплектующих изделий от заявленной величины.

На рисунке 2.2 показан характер возрастания массы на различных этапах жизненного цикла самолета, полученный анализом большого статистического материала, выявившим определенные закономерности роста массы самолетов в процессе проектирования [50].

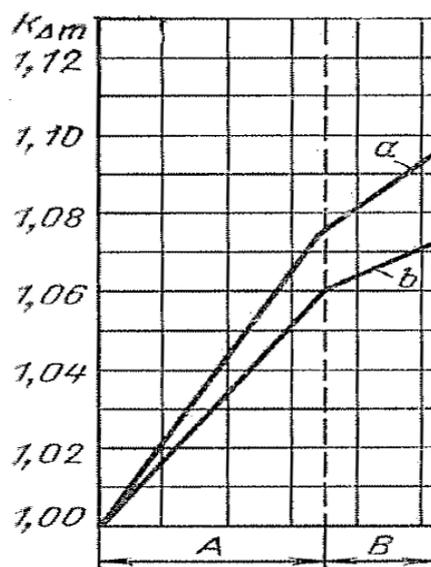


Рисунок 2.2 - Коэффициент возрастания взлетной массы (a) и массы пустого (b) самолета. A – от проекта до опытного самолета, B – от опытного до серийного

Рост $k_{\Delta m}$ в процессе проектирования может быть снижен относительно прогнозируемого значения. На рисунке 2.3 представлено изменение массы самолета Lockheed Martin F-35B в период времени, начиная от работ до оптимизации веса и заканчивая достижением начальной боеготовности. В процессе выполнения программы F-35 была реализована высокоэффективная программа регулирования изменений массы и центровки ЛА, позволившая снизить значение роста массы относительно статистических данных (рост массы 8%). Принятые мероприятия по снижению массы F-35 более подробно описаны в работе [51].

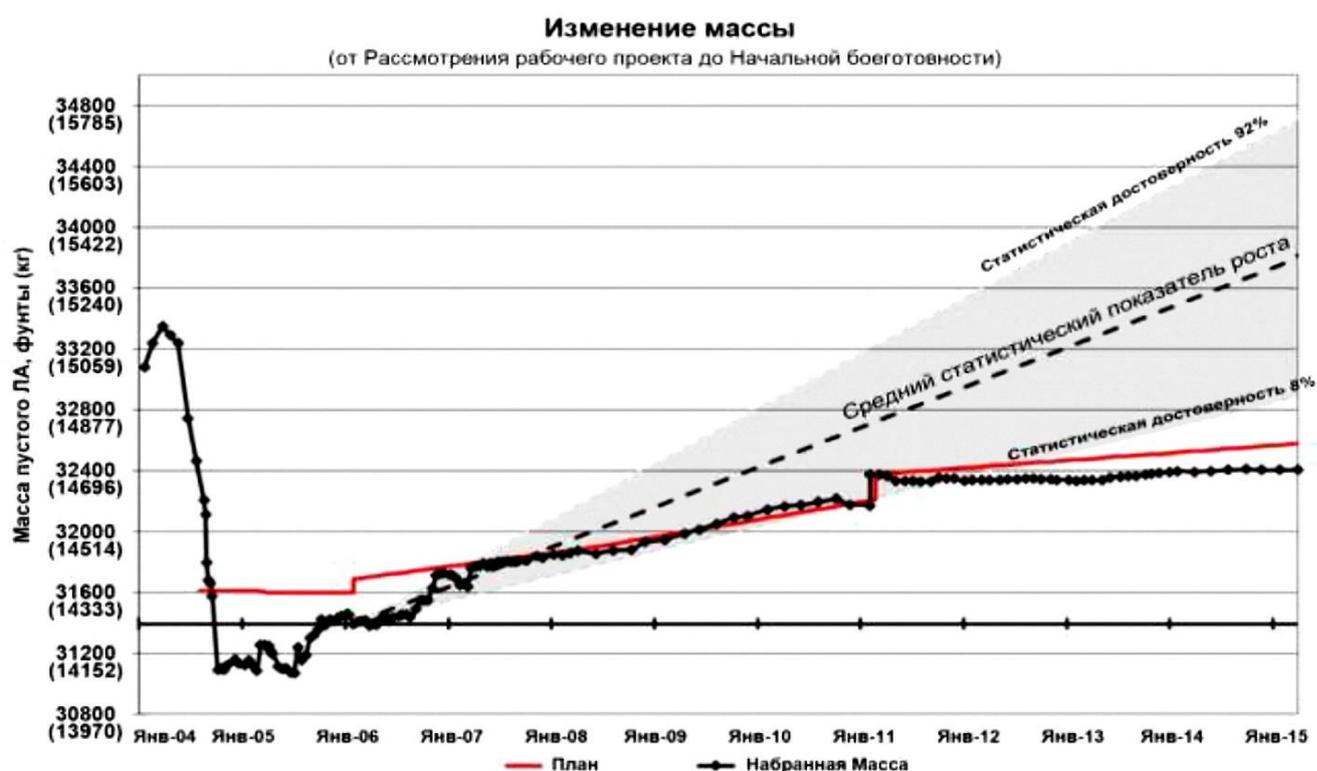


Рисунок 2.3 - Оптимизация массы F-35B в сравнении со статистическими данными

В качестве примера на рисунке 2.4 представлены кривые роста массы пустого самолёта [37] в процессе проектирования для:

- пассажирского лайнера Lockheed L-1011 (первый полет 1970г.);
- палубного бомбардировщика North American A5 (первый полет 1958г.);
- палубного штурмовика Grumman A6A (первый полет 1960г.);
- штурмовика Fairchild-Republic A-10 (первый полет 1972г.);

- истребителя McDonnell Douglas F-15 (первый полет 1972г.).

На рисунке 2.5 показан рост массы планера самолета Су-27 при выполнении ОКР [52].

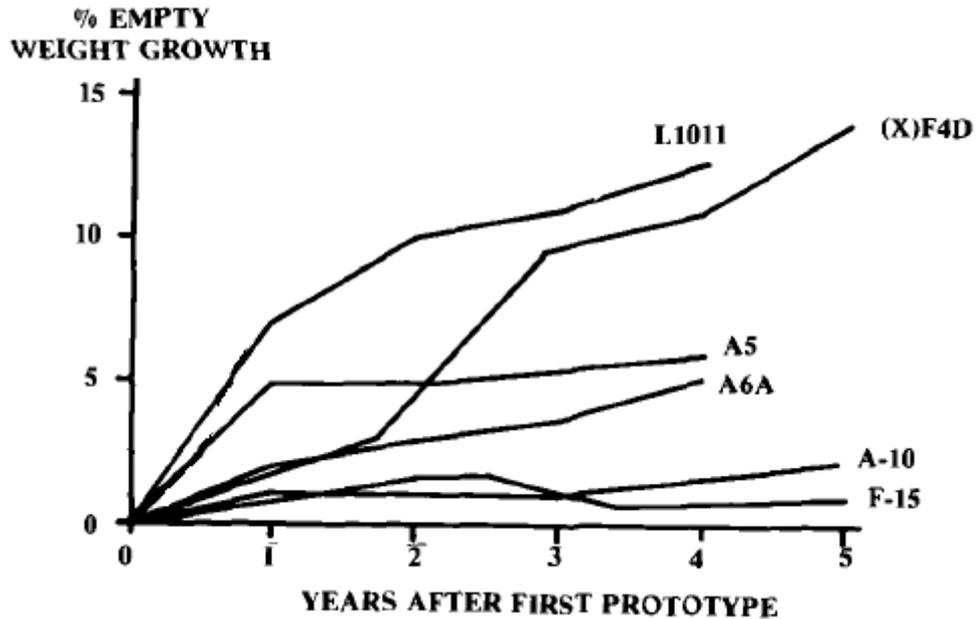


Рисунок 2.4 - Примеры роста массы пустого самолета в процессе проектирования

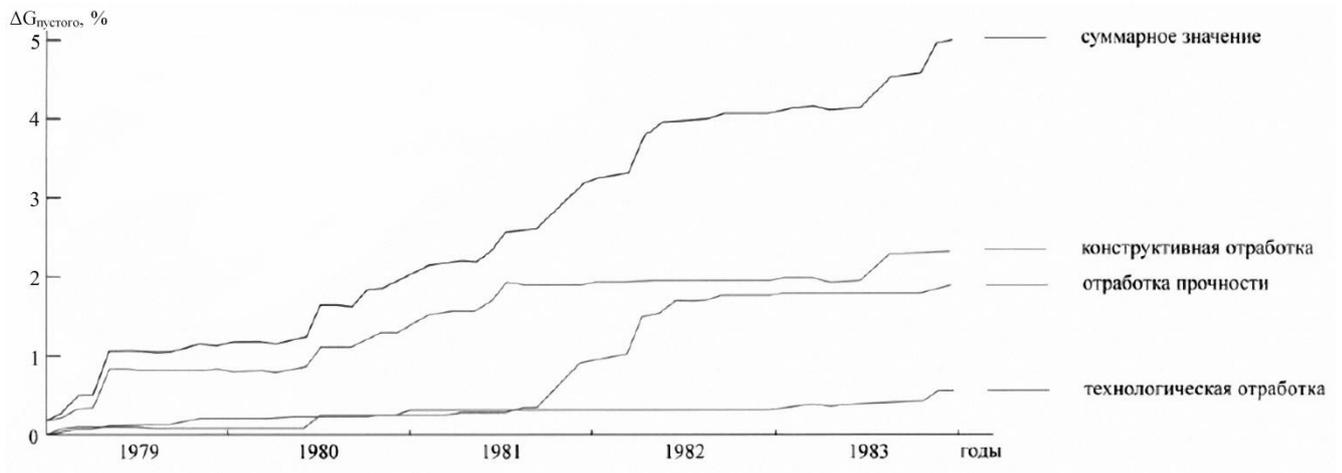


Рисунок 2.5 - График изменения массы планера Су-27 по годам и по составляющим

Анализ приведенных материалов показал, что рост массы в процессе проектирования может составлять 1...15%. В том случае для учета роста массы

необходимо использовать нормальный закон со смещенным математическим ожиданием относительно рассчитанного значения (рисунок 2.6).

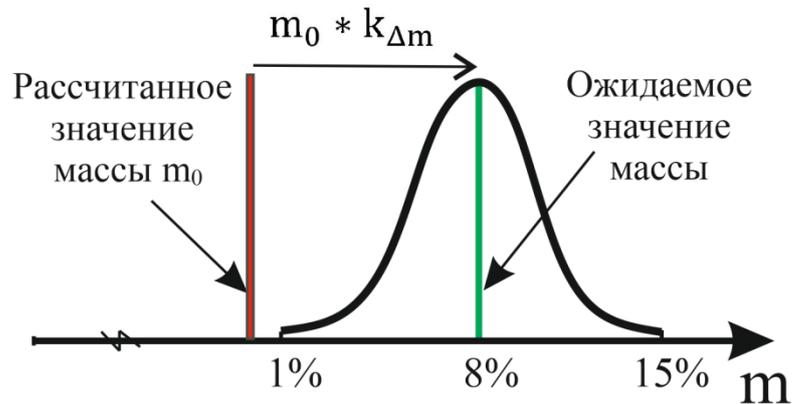


Рисунок 2.6 - Закон распределения массы, принимаемый при проектировании.

Величина смещения определяется коэффициентом возрастания массы, а диапазон, ограниченный тремя СКО – степенью незнания. Как правило, эти две величины связаны друг с другом. Чем ниже уровень проработанности проекта, тем выше прогнозируемый коэффициент возрастания массы и возможный разброс ее значений относительно математического ожидания.

2.1.2 Аэродинамические факторы риска

На этапе АП создается математическая модель ЛА (полученная из объемно-весовой и аэродинамической компоновки), на основе которой производится расчет аэродинамических характеристик. Увязка элементов при уточнении этих компоновок влияет на форму самолета: удлинение самолета, площадь омываемой поверхности, площадь миделевого сечения, форму графика площадей, интерференцию между отдельными частями планера, параметры крыла и так далее. Соответственно увязка элементов в рассматриваемых вариантах АК влияет на величину сопротивления и на несущие свойства (C_y^α).

Лобовое сопротивление

Лобового сопротивления создается всеми обтекаемыми потоком частями самолета (рисунок 2.8) в долях, приблизительно пропорциональных их геометрическим размерам. Основную долю сопротивления соответственно создают крыло и фюзеляж.

Для самолета в целом, и для отдельных его частей, можно выделить составляющие лобового сопротивления, отличающиеся по своей физической природе: профильное, вихревое и волновое. Коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе C_{x_0} , характеризующий лобовое сопротивление, зависит от формы самолета и критериев подобия (числа Re и M_∞). Форма самолета сильно влияет волновое сопротивление и слабо на сопротивление трения. Поэтому от формы самолета коэффициент C_{x_0} сильно зависит на около и сверхзвуковых скоростях. Исходя из этого можно сделать вывод, что неточность определения этого коэффициента в сверхзвуковой области будет выше (рисунок 2.7).

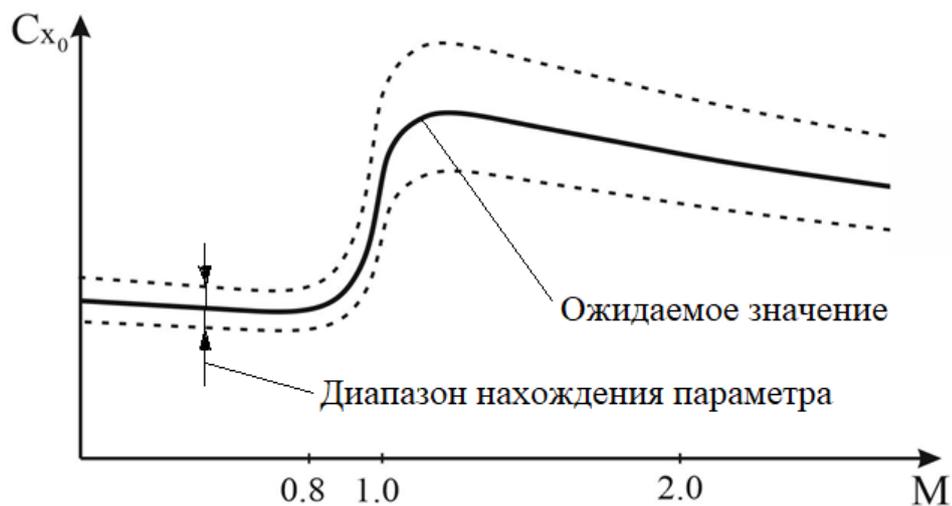


Рисунок 2.7 - Неточность определения C_{x_0}

Значительное влияние также оказывает интерференция между отдельными частями самолета. Наличие неопределенностей, вносящих вклад в определение этих составных частей, оказывает влияние на неточность определения коэффициента лобового сопротивления в целом.

Дополнительное сопротивление при изготовлении планера

На внешней поверхности самолетов имеется значительное количество производственных неровностей, таких как шероховатость и волнистость обшивки, уступы на ступах листов обшивки, панелях, крышках люков, выступающие головки заклепок и винтов, мелкие детали и надстройки, необходимые для нормального функционирования самолетного оборудования, приемники полного и статического давления, антенны, вспомогательные воздухозаборники, обтекатели и т.п. Наличие неровностей нарушают аэродинамическую гладкость обтекаемой поверхности и может привести в зависимости от режима полета к существенному увеличению сопротивления и ухудшению ЛТХ самолета.

Результаты расчета [54] показывают, что производственные неровности и мелкие детали могут увеличивать коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе на $\Delta C_{x_0} \approx 0,00035 \dots 0,0058$, что составляет от 3 до 28% C_{x_0} самолета с аэродинамически гладкой поверхностью.

Потери на балансировку

Аэродинамические потери на балансировку зависят от балансировочной схемы самолета. К рискам, связанным с величиной потерь на балансировку, относится не абсолютная величина потерь, а незнание величины этих потерь.

Индуктивное сопротивление

Индуктивное сопротивление самолета определяется коэффициентом отвала поляры A , который так же как и C_{x_0} определяет аэродинамическое качество самолета. На его значение оказывают влияние много факторов: он зависит от эффективного удлинения (несущих свойств) и механизации крыла, реализации подсосывающей силы и т.д. Наличие неопределенности в значениях этих параметров будет влиять на неопределенность коэффициента отвала поляры, который в свою очередь, определяя индуктивную составляющую сопротивления, будет сказываться на ЛТХ самолета.

На поляре можно выделить несколько характерных областей полета (рисунок 2.8):

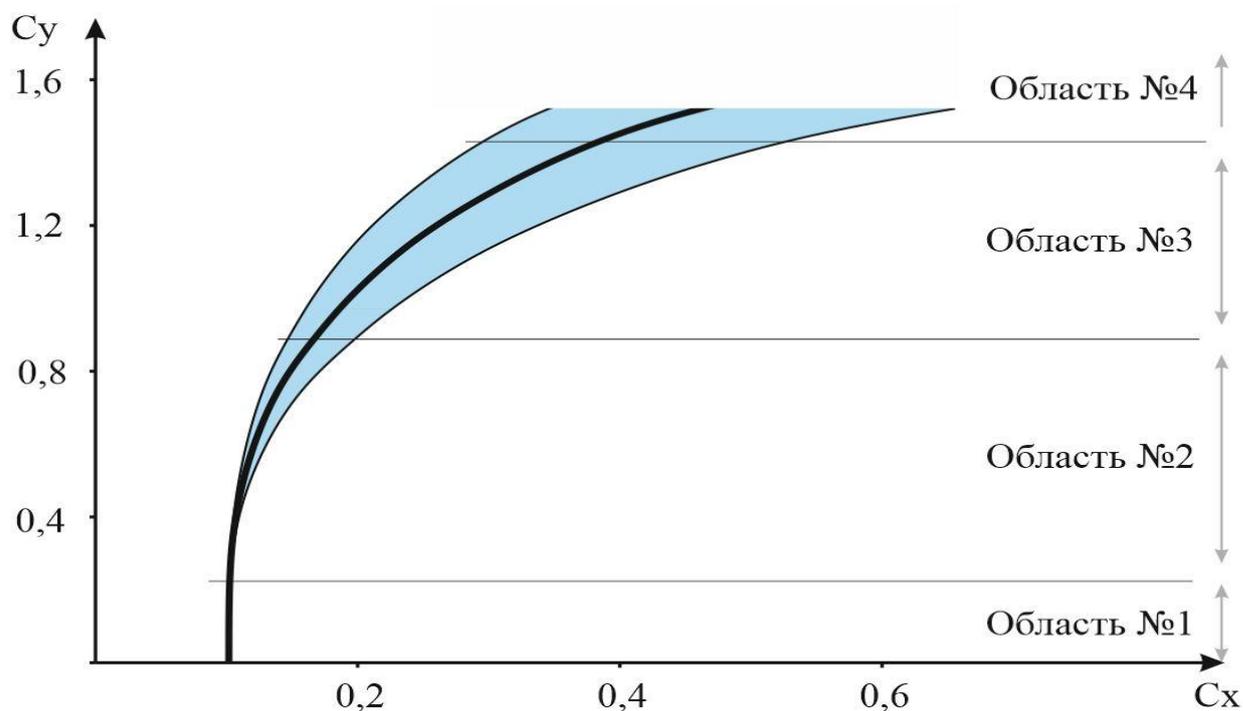


Рисунок 2.8 - Неточность определения коэффициента отвала поляры А

Область №1 – полет на максимальной скорости;

Область №2 – полет на крейсерском режиме, на максимальную дальность;

Область №3 – маневрирование ($n_{y \text{ уст}}$);

Область №4 – область достижения $n_{y \text{ max}}$.

Очевидно, что неопределенность коэффициента отвала поляры будет оказывать наибольшее влияние на те ЛТХ, которые определяются областями поляр с большими значениями C_y .

Таким образом, к факторам риска, связанным с аэродинамическими характеристиками, можно отнести следующие параметры:

- 1) Коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе;
- 2) Коэффициент отвала поляры;
- 3) Коэффициент $C_{y \text{ доп}}^*$.

* в данной работе принимается, что ЛА при маневрировании не достигает значений $C_{y \text{ доп}}$ (то есть ЛТХ не ограничены по этому параметру).

Неточность определения данных параметров связана с:

- уточнением положения элементов при аэродинамической и объемно-весовой компоновке;
- неточностью методов расчета;
- изготовлением планера на производстве.

2.1.3 Факторы риска ВСХ силовой установки

По мере развития технологий и науки происходит совершенствование характеристик авиационных двигателей (рисунок 2.9, 2.10), при этом двигатель для каждого типа ЛА (ТВД, ТРД, ТРДД, ПВРД, ПуВРД и т.д.) обладает своими особенностями. Непрерывное совершенствование характеристик двигателей осуществляется путем повышения параметров рабочего процесса, применением новых конструкторских решений и новых материалов.

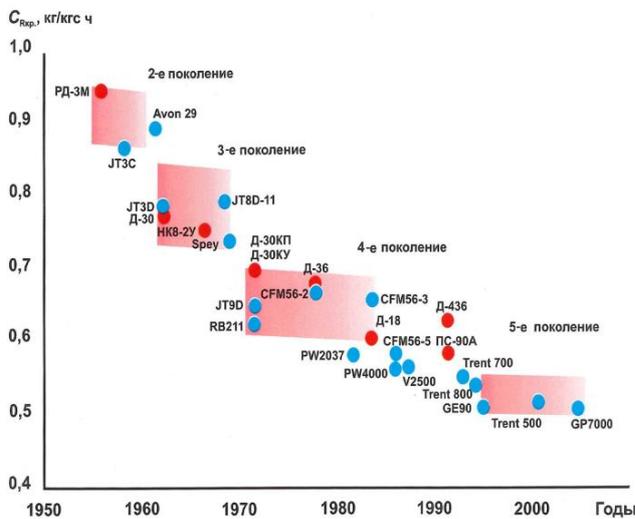


Рисунок 2.9 - Изменение удельного расхода топлива по годам ($M=0,8$; $H=11\text{ км}$) [55]

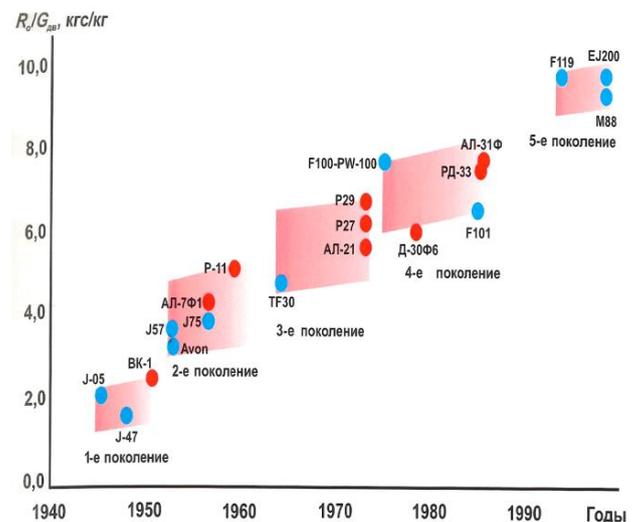


Рисунок 2.10 - Изменение отношения тяги к массе по годам [55]

Принятие высокого уровня технического совершенства (который недостаточно обоснован предыдущим этапом) его составных элементов приводит к появлению рисков, связанных с достижением двигателем заданных высотно-

скоростных характеристик. При этом чем выше закладываемый уровень совершенства, тем выше уровень риска.

Чтобы уменьшить риск, связанный с возможным несоответствием двигателя поставленным требованиям к заданному сроку, заказчик перед заключением контракта на его разработку может обязать разработчиков подтвердить испытаниями (например, демонстрационных двигателей) возможность достижения того уровня технического совершенства, которое они намереваются в нем реализовать.

Создание НТЗ в части двигателя осуществляется на основе поискового прогноза развития двигателей, их узлов и систем по основным технико-экономическим показателям, конструктивной схеме, параметрам рабочего процесса, конструкционным материалам и т.д. При этом формируется технический облик базовых двигателей нового поколения, критические технологии и требования к новым материалам, изучаются новые идеи, перспективные технические решения и процессы. Наличие опережающей отработки новых технических решений позволяет снизить риски достижения двигателем заявленных характеристик.

Помимо рисков, связанных с достижением двигателем заданных характеристик, на риски по силовой установке в целом (рисунок 2.11) также оказывают влияние потери в воздухозаборнике и сопле (рисунок 2.12).

На величину потерь тяги в воздухозаборнике и сопле оказывают влияние как компоновка ЛА в целом, так и его двигателей, расположение воздухозаборников и их регулирование, режим полета и т.д. (рисунки 2.13-2.16 [54])

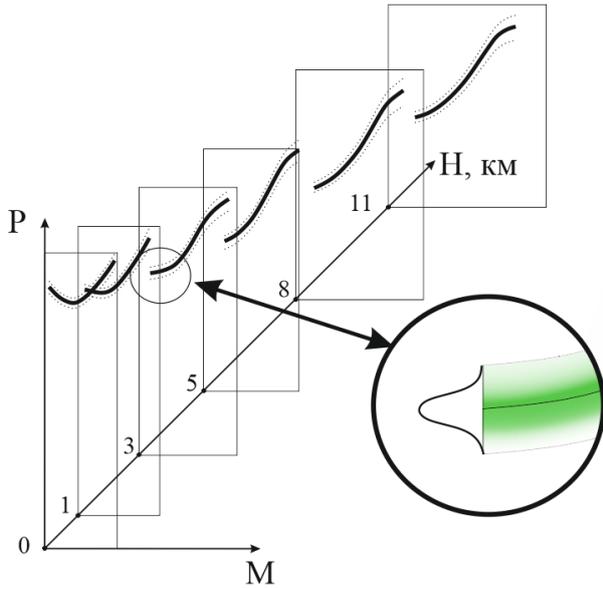


Рисунок 2.11 - Неточность определения ВСХ силовой установки

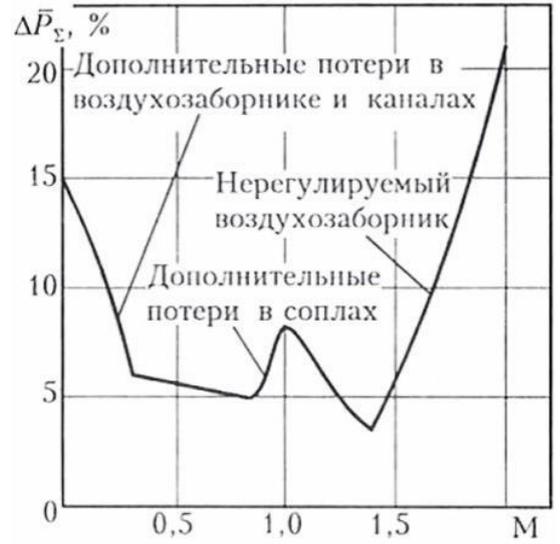


Рисунок 2.12 - Характер суммарных потерь в канале ВЗ и сопле

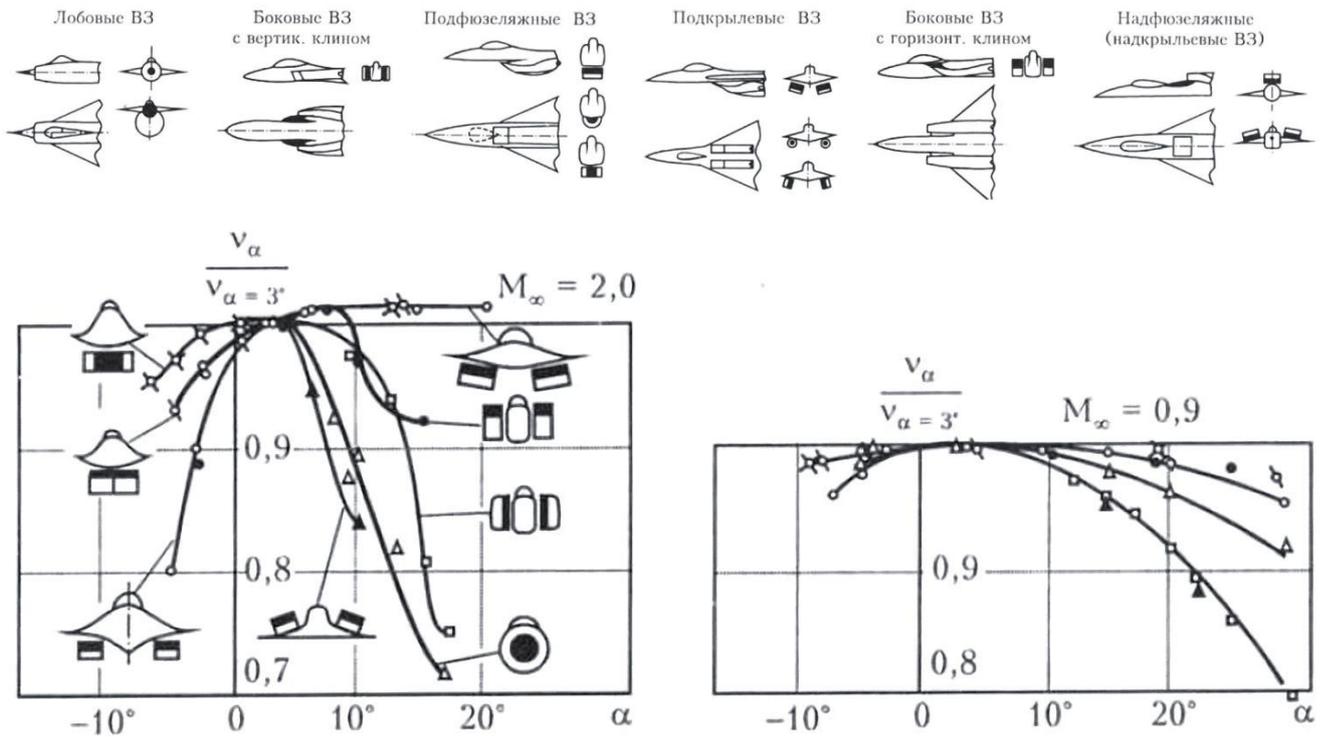


Рисунок 2.13 - Зависимость коэффициента восстановления полного давления от угла атаки при различных компоновках воздухозаборников

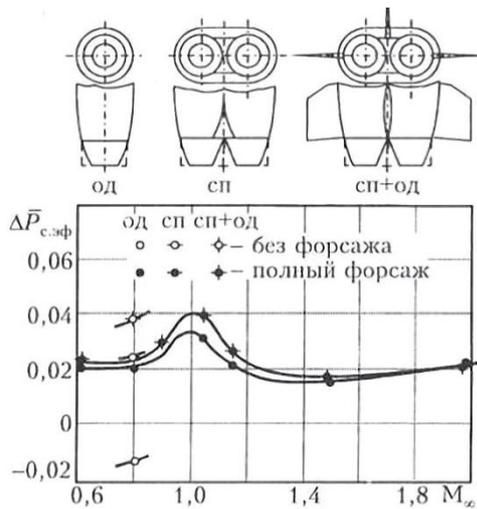


Рисунок 2.14 - Влияние компоновки двигателей на величину потерь тяги в сопле

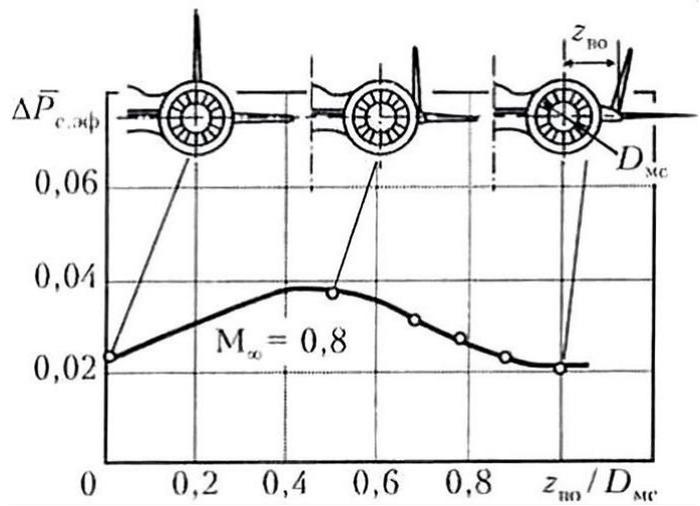


Рисунок 2.15 - Влияние расположения ВО на величину потерь тяги в сопле

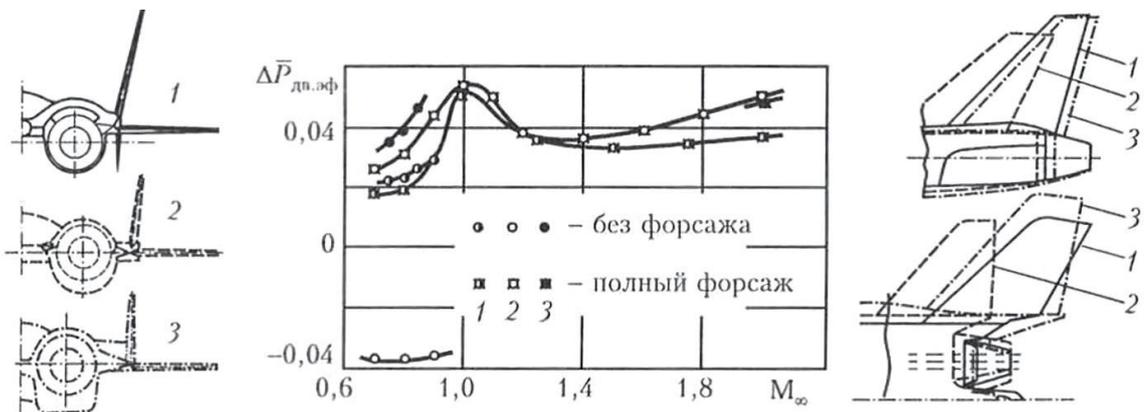


Рисунок 2.16 - Потери тяги двигателей в зависимости от аэродинамической компоновки ХЧФ ЛА

На развиваемую силовой установкой тягу оказывают влияние и другие факторы, например отбор воздуха на СКВ.

В случае применения в проекте ЛА готового двигателя, его ВСХ и удельный вес не будут являться факторами риска. Таким образом, к факторам риска, связанным с силовой установкой, можно отнести следующие параметры:

- 1) Тяга двигателя (ВСХ двигателя)
- 2) Потери в воздухозаборнике и сопле
- 3) Удельный расход топлива
- 4) Удельный вес двигателя (относится к весовой группе рисков)

Стоит отметить, что представленные в разделе 2.1 факторы риска не обладают корреляционной зависимостью. Например, отклонение массы разрабатываемых блоков БРЭО не зависит, например, от удельной массы двигателя и его высотно-скоростных характеристик и т.д. Отсутствие взаимовлияния связано с различными причинами появления неопределенностей.

2.2 Реализуемость летно-технических характеристик

Под реализуемостью ЛТХ будем понимать вероятность достижения заданных в ТТЗ ЛТХ при заложенных запасах на параметры самолета (весовые, аэродинамические, параметры СУ).

Вероятность достижения значения, не менее чем заданного в ТТЗ, равна интегралу в пределах от $F_{\text{ТТЗ}}$ до $+\infty$ для ЛТХ, определяемых по принципу больше-лучше (потолок, скороподъемность, время барражирования и т.д., рисунок 2.17 и 2.18):

$$P = \int_{F_{\text{ТТЗ}}}^{+\infty} f(F)d(F) \quad (2.1)$$

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

$$P = \int_{-\infty}^{F_{\text{ТТЗ}}} f(F)d(F) \quad (2.2)$$

$$f(x) = \frac{1}{\sigma_F \sqrt{2\pi}} e^{-\frac{(x-m_F)^2}{2\sigma_F^2}}$$

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

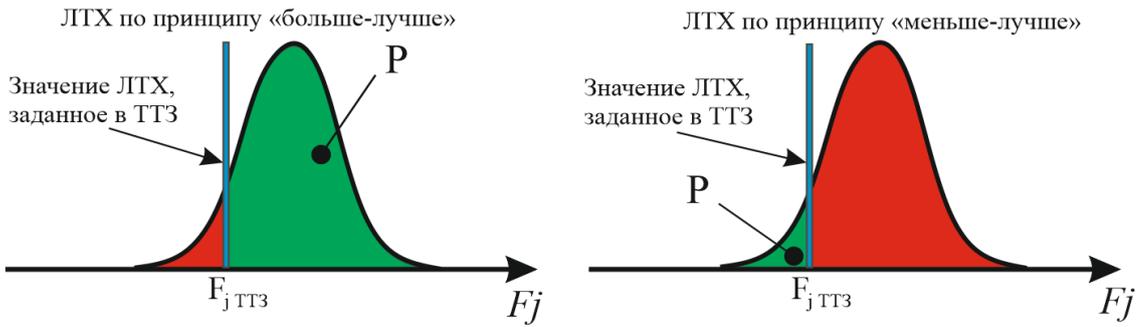
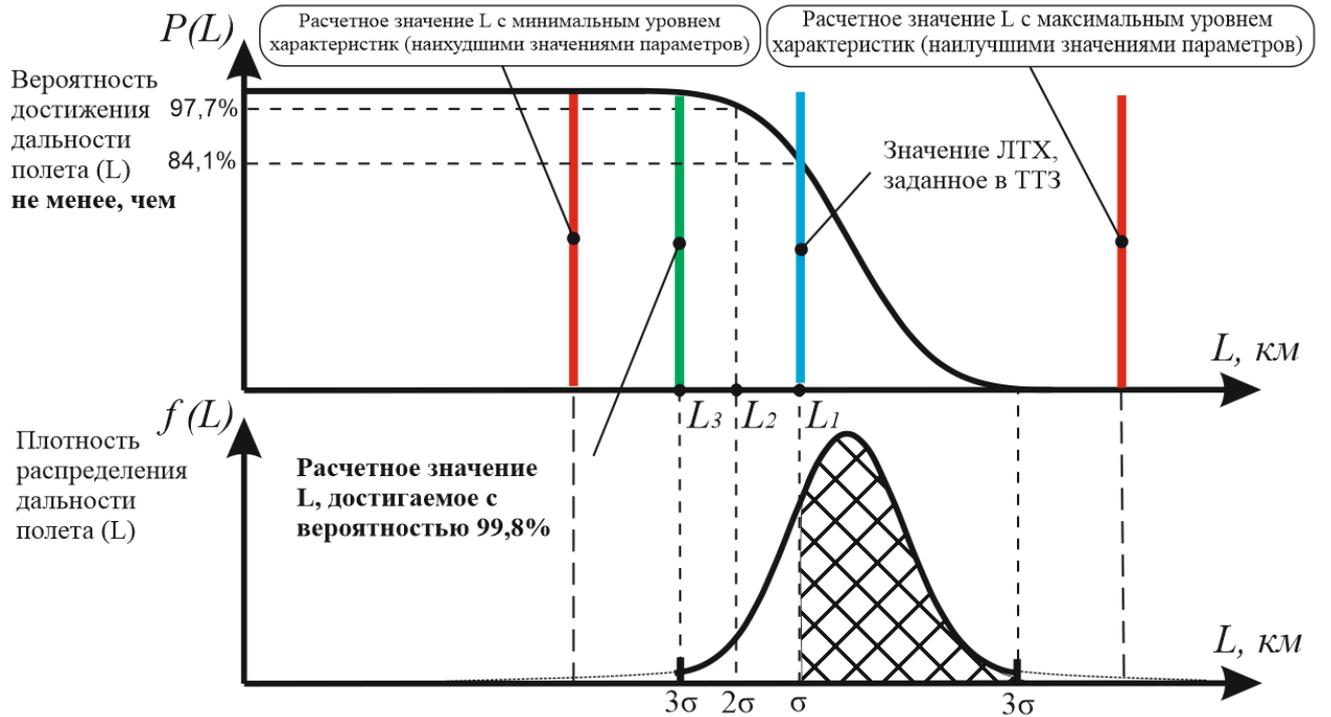


Рисунок 2.17 - Определение вероятности достижения значения ЛТХ



Вероятность достижения дальности L_1 не менее, чем 84,1%, то есть при этой вероятности достигается дальность $L < L_1$

Рисунок 2.18 - Вероятность достижения заданной дальности полета

Таким образом, получив возможные отклонения параметров можно определить вероятность выполнения ТТЗ в части ЛТХ.

2.3 Определение параметров закона распределения летно-технических характеристик. Линейные функции от нормально распределенных аргументов

Пусть дана система независимых случайных величин $(\hat{a}_1, \hat{a}_2, \dots, \hat{a}_n)$, подчиненная нормальному закону распределения, а случайная величина \hat{F}_j

(символом « $\hat{}$ » обозначены величины в относительном виде, в процентах) представляет собой линейную функцию этих величин:

$$\hat{F}_j = \sum_{i=1}^n k_{a_i-F_j} * \hat{a}_i \quad (2.3)$$

В работе Е.С. Вентцель [56] приводится теоретическое обоснование того факта, что при композиции нормальных законов распределения величина \hat{F} имеет так же нормальный закон, причем математические ожидания и дисперсии (или квадраты вероятных отклонений) суммируются (проверка гипотезы о нормальном законе распределения – раздел 2.1). То есть если имеются i независимых случаемых величин:

$$\hat{a}_1, \hat{a}_2, \dots, \hat{a}_i$$

подчиненных нормальным законам распределения с центрами рассеивания

$$\Delta\hat{M}_{a_1}, \Delta\hat{M}_{a_2}, \dots, \Delta\hat{M}_{a_i}$$

и средними квадратическими отклонениями

$$\hat{\sigma}_{a_1}, \hat{\sigma}_{a_2}, \dots, \hat{\sigma}_{a_i}$$

, то величина \hat{F}_j так же подчинена нормальному закону. Применяя теоремы о математическом ожидании и дисперсии линейной функции, а также учитывая, что величины $\hat{a}_1, \hat{a}_2, \dots, \hat{a}_i$ не коррелированы, получим:

$$\Delta\hat{M}_{F_j} = \sum_{i=1}^n k_{a_i-F_j} * \Delta\hat{M}_{a_i} \quad (2.4)$$

$$\hat{\sigma}_{F_j}^2 = \sum_{i=1}^n k_{a_i-F_j}^2 * \hat{\sigma}_{a_i}^2 \quad (2.5)$$

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

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

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

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

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

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

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

Из описанного выше можно сделать вывод, что при совместном влиянии п независимых случайных величин (первичных факторов риска) на изменение функции F_j (максимальной скорости, практического потолка и т.д.), квадраты вероятных отклонений будут суммироваться.

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

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

Полный дифференциал функции равен:

$$d\hat{F}_j = \frac{\partial \hat{F}_j}{\partial \hat{a}_1} d\hat{a}_1 + \frac{\partial \hat{F}_j}{\partial \hat{a}_2} d\hat{a}_2 + \dots + \frac{\partial \hat{F}_j}{\partial \hat{a}_n} d\hat{a}_i$$

или, выражая через КВ:

$$d\hat{F}_j = K_{a_1-F_j} * d\hat{a}_1 + K_{a_2-F_j} * d\hat{a}_2 + \dots + K_{a_n-F_j} * d\hat{a}_i$$

где \hat{a}_n – первичные факторы риска ЛА.

Переходя от процентного изменения ЛТХ в числовые значения (рисунок 2.19), получим следующие формулы для определения параметров закона распределения ЛТХ:

$$M_{F_j} = F_{j_0} + \Delta M_{F_j} = F_0 + F_0 * \Delta \hat{M}_{F_j} = F_0 \left(1 + \sum_{i=1}^n k_{a_i-F_j} * \Delta \hat{M}_{a_i} \right) \quad (2.6)$$

$$\sigma_{F_j} = M_{F_j} * \hat{\sigma}_{F_j} = M_{F_j} * \sqrt{\sum_{i=1}^n k_{a_i-F_j}^2 * \hat{\sigma}_{a_i}^2} \quad (2.7)$$

где F_0 – значение ЛТХ, полученное без учета рисков;

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

σ_F – среднее квадратическое отклонение ЛТХ.

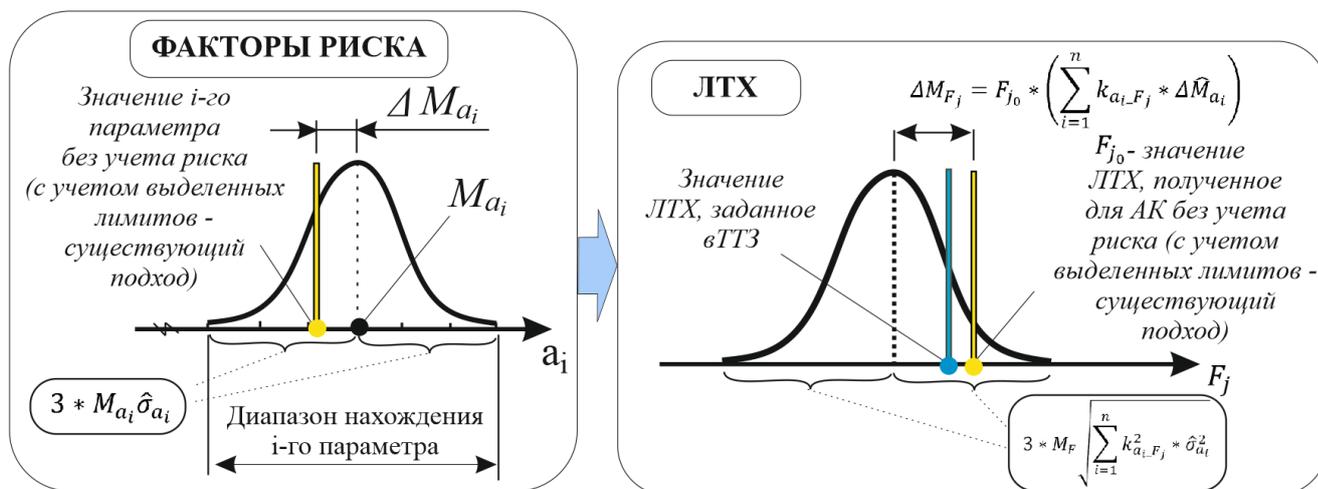


Рисунок 2.19 - Параметры нормального закона распределения ЛТХ

В случае, если законы распределения случайных величин \hat{a}_{i_k} (например, составляющие элементы массы пустого ЛА: крыла, оперения и т.д.), в точности не известны, а известны только их числовые характеристики: математические ожидания и дисперсии, при этом величины \hat{a}_{i_k} независимы и их число k достаточно велико, то, как правило, можно утверждать, что безотносительно к виду законов распределения \hat{a}_{i_k} , закон распределения величины \hat{a}_i , и, следовательно \hat{F}_j , близок к нормальному. На практике для получения закона распределения, который приближенно может быть принят за нормальный, обычно оказывается достаточным наличие 5÷10 значений k [56]. Это не относится к случаю, когда дисперсия одного из слагаемых подавляюще велика по сравнению со всеми другими: предполагается, что случайные слагаемые по своему рассеиванию имеют примерно один и тот же порядок. Если эти условия соблюдены, то для величины \hat{F}_j может быть принят нормальный закон с параметрами, определяемыми формулами (2.4) и (2.5).

2.4 Методика формирования облика самолета с учетом вероятности достижения заданных летно-технических характеристик

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.

Отклонение от заданного в ТТЗ значения j -ой летно-технической характеристики имеет вид:

$$d\hat{F}_j = \frac{\partial \hat{F}_j}{\partial \hat{a}_1} d\hat{a}_1 + \frac{\partial \hat{F}_j}{\partial \hat{a}_2} d\hat{a}_2 + \dots + \frac{\partial \hat{F}_j}{\partial \hat{a}_n} d\hat{a}_i$$

Считая, что дифференциалы и конечные приращения эквивалентны, а также выражая через КВ, данное уравнение можно записать в следующем виде:

$$\Delta \hat{F}_j = K_{a_1-F_j} \Delta \hat{a}_1 + K_{a_2-F_j} \Delta \hat{a}_2 + \dots + K_{a_n-F_j} \Delta \hat{a}_i$$

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:

$$\begin{cases} \Delta\hat{F}_1 * (-1)^h \leq \left(\sum_{i=1}^n k_{a_{i-F_1}} * \Delta\hat{a}_i \right) * (-1)^h \\ \Delta\hat{F}_2 * (-1)^h \leq \left(\sum_{i=1}^n k_{a_{i-F_2}} * \Delta\hat{a}_i \right) * (-1)^h \\ \dots \dots \dots \\ \Delta\hat{F}_j * (-1)^h \leq \left(\sum_{i=1}^n k_{a_{i-F_j}} * \Delta\hat{a}_i \right) * (-1)^h \end{cases} \quad (2.8)$$

где $\Delta\hat{F}_1, \Delta\hat{F}_2 \dots \Delta\hat{F}_j$ - 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 (2.8) 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.

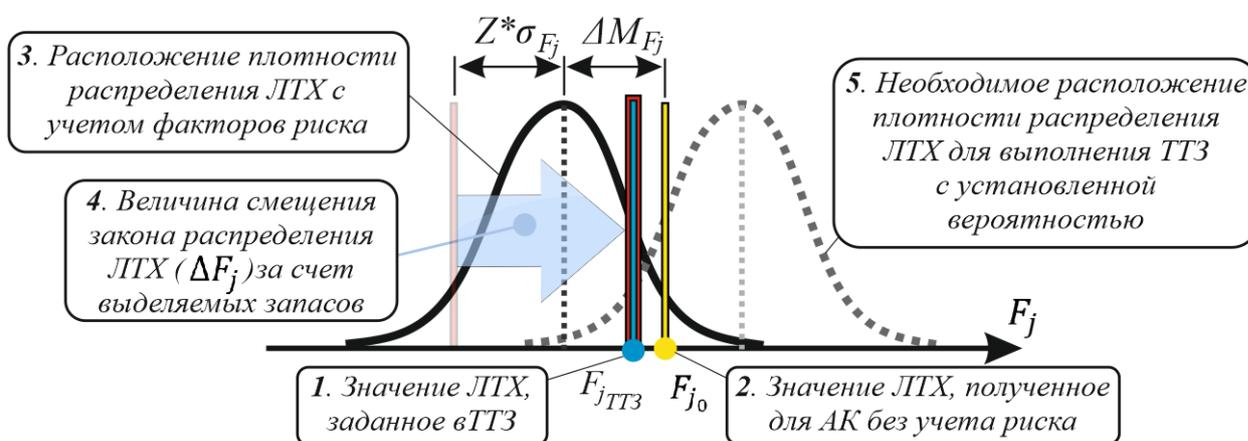


Рисунок 2.20 - Обеспечение гарантированного выполнения ЛТХ, заданных в ТТЗ

Потребное изменение ЛТХ в относительном виде будет равно:

$$\Delta \hat{F}_j = \frac{\Delta F_j}{F_{j_{\text{ТТЗ}}}} = \frac{F_{j_{\text{ТТЗ}}} - F_{j_0} - \Delta M_{F_j} - Z * \sigma_{F_j}}{F_{j_{\text{ТТЗ}}}} \quad (2.9)$$

где $F_{j_{\text{ТТЗ}}}$ – значение j-ой ЛТХ, заданное в ТТЗ;

ΔM_{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 – коэффициент, характеризующий установленный уровень вероятности выполнения требований ТТЗ в части ЛТХ (количество СКО относительно математического ожидания M_{F_j}).

Число Z характеризует значение установленного уровня вероятности (см. рисунок 2.20). Некоторые значения Z и соответствующие им уровни вероятности приведены в таблице 2.3.

Таблица 2.3 - 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» (практический потолок, дальность полета, ...)	-0,54	-0,67	-0,85	-1,05	-1,3	-1,65	-2	-3

Подставив параметры законов распределения факторов риска, получим следующую формулу:

$$\Delta \hat{F}_j = \frac{F_{\text{ТТЗ}} - F_{j_0} - M_F * \sum_{i=1}^n (k_{a_i-F_j} * \Delta \hat{M}_{a_i}) - Z * M_F * \sqrt{\sum_{i=1}^n k_{a_i-F_j}^2 * \hat{\sigma}_{a_i}^2}}{F_{j_{\text{ТТЗ}}}} \quad (2.10)$$

Получив множество значений $\Delta \hat{a}_i$ устанавливаются обоснованные запасы на отклонение параметров с учетом вероятности достижения ЛТХ, заданных в ТТЗ (рисунок 2.24).

Общая схема алгоритма показана на рисунке 2.23, схема решения задачи на примере одной характеристики показана на рисунке 2.22.

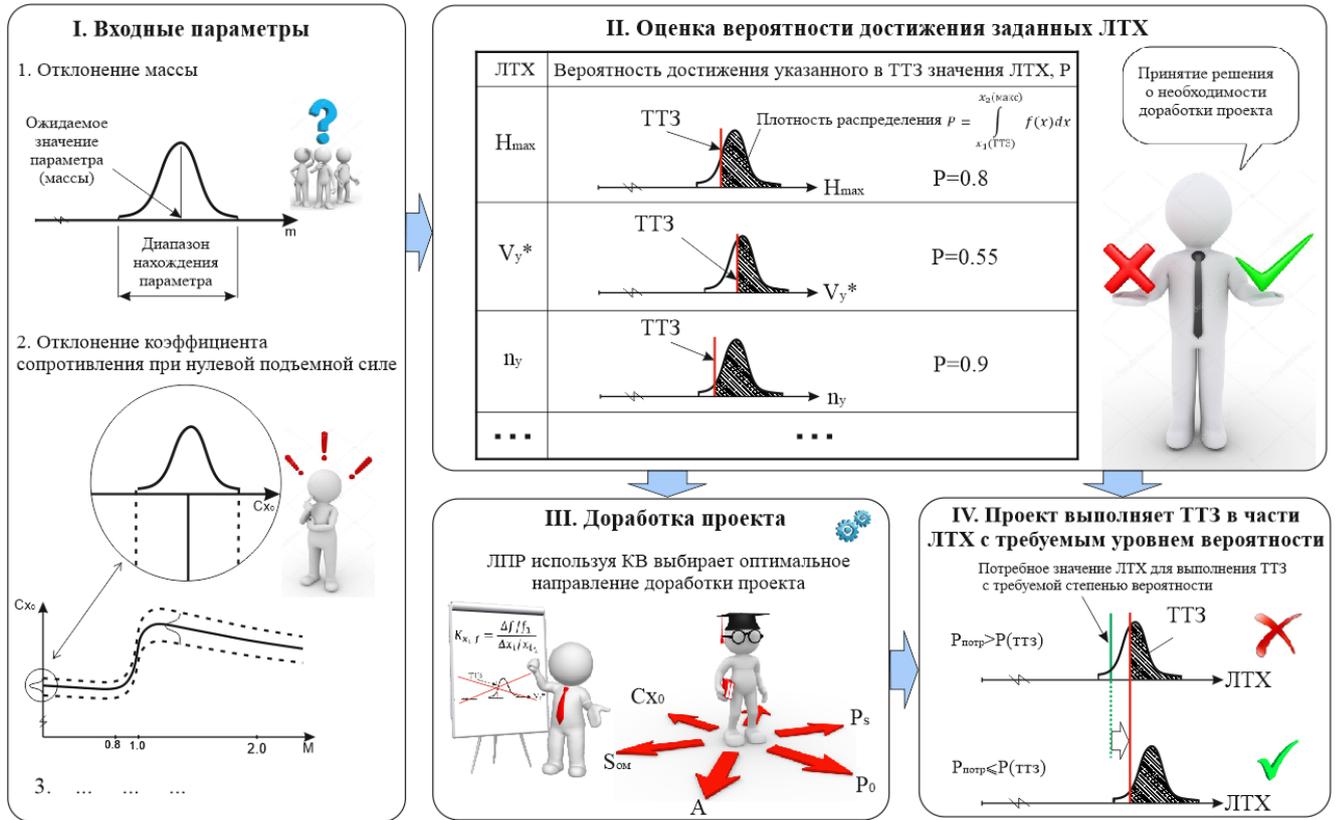


Рисунок 2.21 - Схема применения подхода

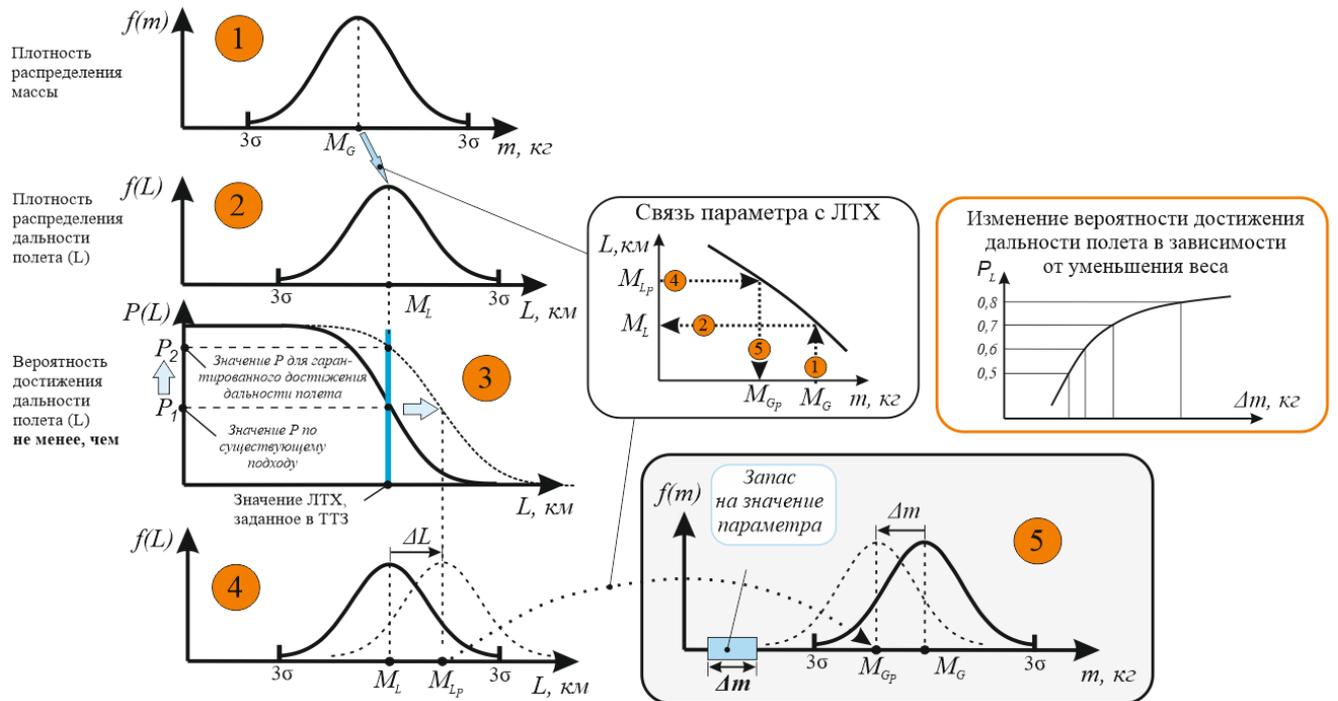


Рисунок 2.22 - Принципиальная схема решения задачи на примере одной характеристики (дальности полета) и одного параметра (масса)

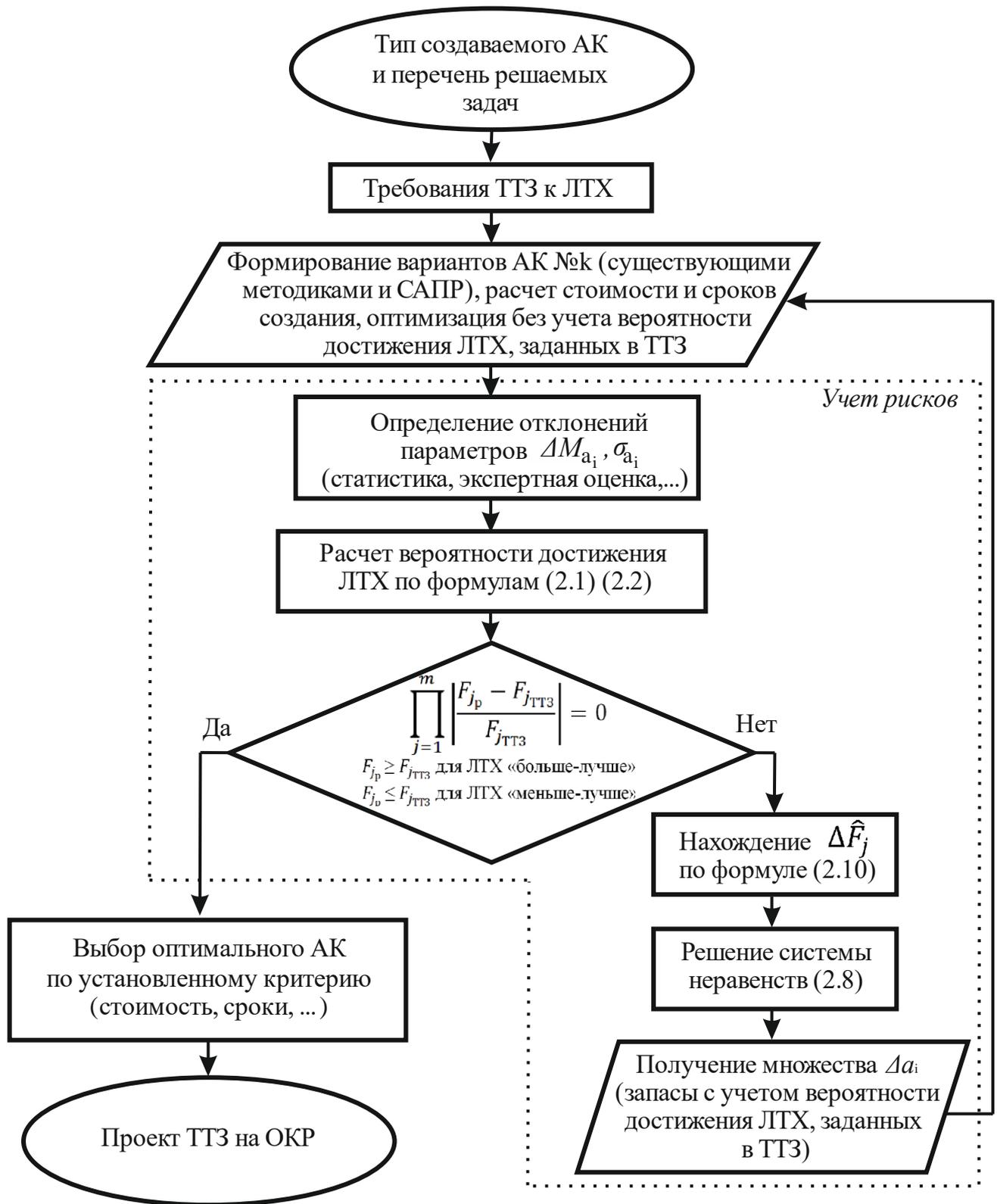


Рисунок 2.23 - Блок-схема формирования облика АК.

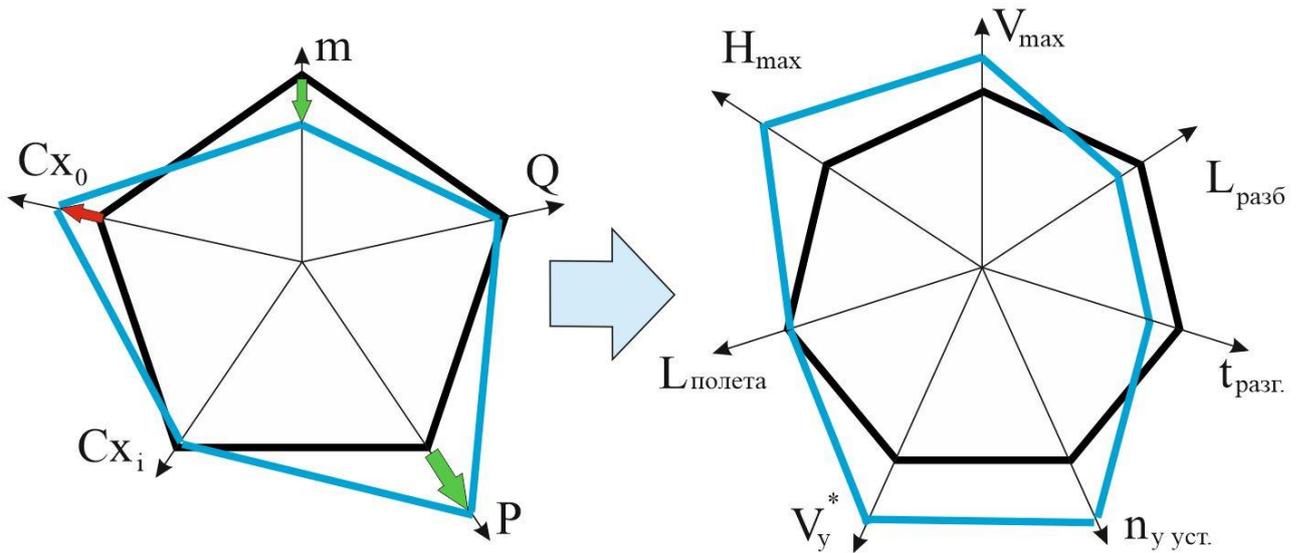


Рисунок 2.24 - Выбор значений из множества Δa_i

Решения, принимаемые для выполнения требований ТТЗ в части ЛТХ, будут касаться не только ЛТХ. Они могут оказывать влияние на финансовую, временную, технологическую стороны проекта. Уменьшение массы может повлечь увеличение стоимости конструкции и сроков ее создания, доводка аэродинамических характеристик – стоимости и сроков НИР в целом. Корректировка вариантов АК за счет изменения тяги двигателей (путем применения новых изделий) также вызовет изменения других составляющих проекта. Например, использование проекта двигателя с доступным (аналогичным по сравнению с имеющимся) уровнем технического совершенства, но пропорционально большей тягой относительно существующего двигателя, приведет к увеличению сроков и стоимости создания АК в целом. Выбор проекта двигателя с увеличенными удельными характеристиками приведет к еще большему увеличению сроков и стоимости, а также появятся технологические риски. Однако второй проект двигателя позволит более существенно повысить уровень ЛТХ ЛА по сравнению с первым вариантом.

Таким образом, представленная методика включает в своем алгоритме существующие САПР и методики формирования облика, а учет вероятности достижения заданных в ТТЗ ЛТХ является дополнением к существующим

методикам, позволяющим выделять необходимые запасы с учетом вероятности достижения значений ЛТХ, заданных в ТТЗ.

Учет рисков создания АК является необходимым элементом при сравнении вариантов АК и при оценке реализации программы в целом. Описанный в данной главе подход позволяет комплексно сравнивать варианты АК на начальных этапах проектирования и выделять обоснованные запасы с учетом вероятности достижения ЛТХ, заданных в ТТЗ.

ГЛАВА 3. ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФАКТОРОВ РИСКА НА ЛТХ САМОЛЕТА

3.1 Влияние факторов риска на летно-технические характеристики.

Параметрическая чувствительность летно-технических характеристик

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 отклонению параметров ЛА (факторам риска):

$$K_{a_i-F_j} = \frac{\partial \hat{F}_j}{\partial \hat{a}_i} \quad (3.1)$$

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

$$K_{a_i-F_j} = \frac{\hat{F}_j(\hat{a}_{i_2}) - \hat{F}_j(\hat{a}_{i_1})}{\hat{a}_{i_2} - \hat{a}_{i_1}} \quad (3.2)$$

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 (3.1), будут давать бóльшую погрешность при увеличении величины процентного изменения параметра a_i . В формуле (3.2) этого недостатка нет и результаты по ней будут давать более точный результат (рисунок 3.1).

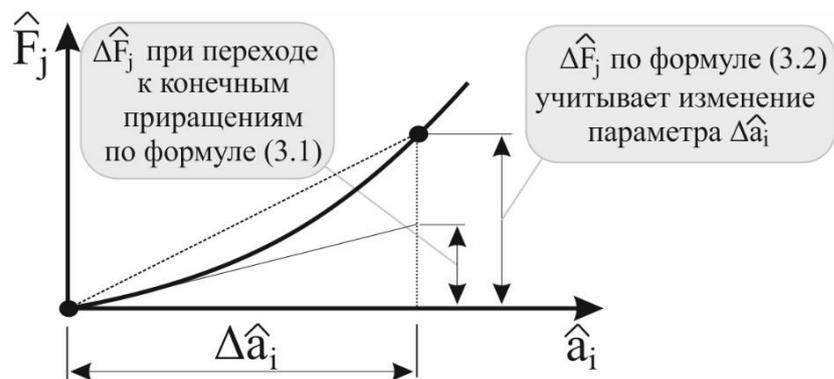


Рисунок 3.1 – Отличия $\Delta \hat{F}$ по формулам (3.1) и (3.2)

Таким образом, коэффициент влияния (КВ) – безразмерный коэффициент, показывающий отношение изменения функции (F) к изменению входных параметров (a_i) в относительном виде.

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 [63-68] 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 полученных формул для КВ может быть проведена расчетным методом по ряду самолетов [57-62]. 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 (описано в разделе 4.1). Таким образом, сравнение аналитических выводов с численными расчетами позволяет обосновать достоверность первых.

Коэффициент влияния, как описано выше, обозначается $K_{a_i-F_j}$. Соответственно КВ отклонения массы на отклонение перегрузки установившегося выража обозначается $K_{m_{n_y\text{уст}}}$, КВ отклонения C_{x_0} на отклонение скороподъемности - $K_{C_{x_0}-V_y^*}$ и так далее. В таблице 3.1 показана качественная связь факторов риска с ЛТХ.

Таблица 3.1 - Влияние отклонений параметров на ЛТХ

ЛТХ \ Фактор риска	Весовой					Аэродинамический		Силовая установка		
	Масса АСП	Масса КБО	Масса конструкции	Масса двигателя	Массы самолетных систем	Коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе	Коэффициент отвала поляры	Стеновая тяга	ВСХ	Удельный расход топлива
Максимальная скорость полета, М _{мах}	-	-	-	-	-	+	-	+	+	-
Практический потолок, Н	+	+	+	+	+	+	+	+	+	-
Дальность полета, L	+	+	+	+	+	+	+	+	+	+
Перегрузка установившегося выража	+	+	+	+	+	+	+	+	+	-
Время разгона	+	+	+	+	+	+	+	+	+	-
Время набора высоты	+	+	+	+	+	+	+	+	+	-
Длина разбега	+	+	+	+	+	+	+	+	+	-

Примем следующие обозначения:

$$\Delta \hat{m} = \frac{m_2 - m_1}{m_1} \quad \Delta \widehat{C}x_0 = \frac{Cx_{02} - Cx_{01}}{Cx_{01}} \quad - \text{ относительные изменения массы и}$$

коэффициента сопротивления при нулевой подъемной силе.

3.1.1 Влияние факторов риска на максимальную скорость полета

Влияние изменения лобового сопротивления и тяги двигателя на величину изменения максимальной скорости полета зависит от характера пересечения кривых потребных и располагаемых тяг (рисунок 3.2). Как правило, для дозвуковых самолетов характерно резкое различие прохождения кривых Р и Х_г вблизи максимальной скорости полета. Для сверхзвуковых самолетов кривые Р и Х_г отличаются значительно меньше, а значит изменение V_{мах} будет больше по сравнению с дозвуковыми самолетами.

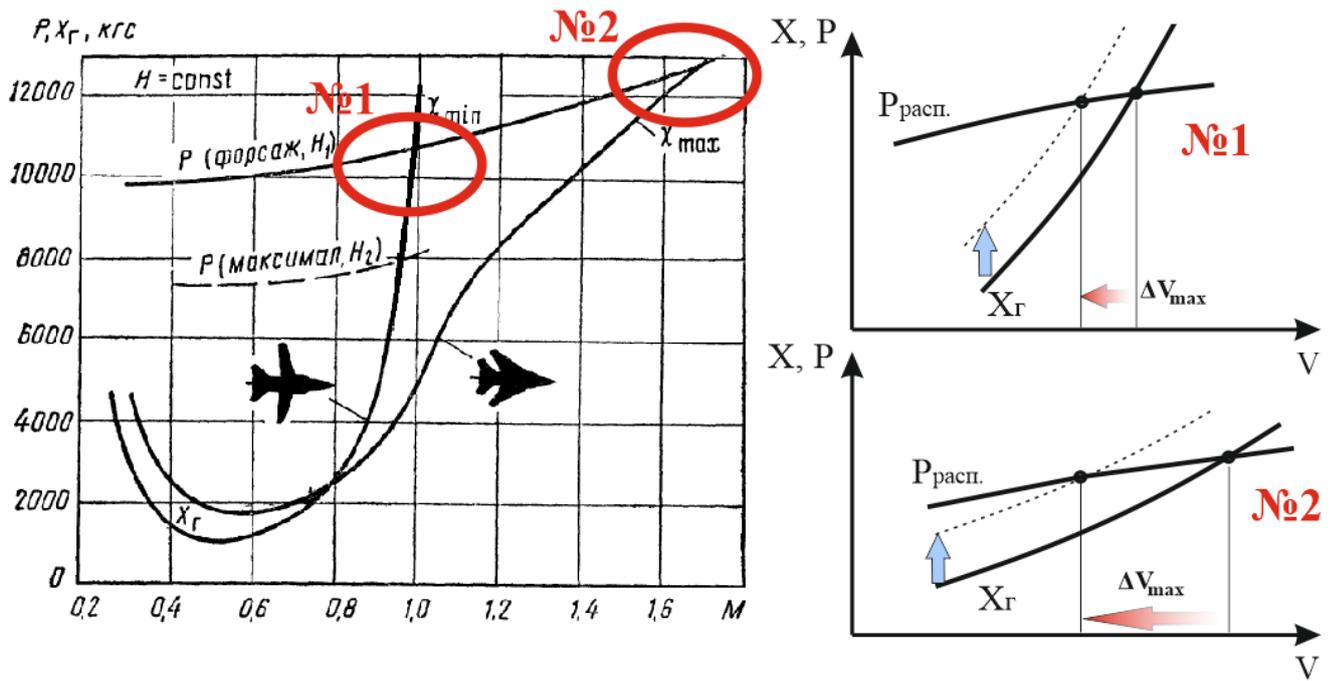


Рисунок 3.2 - Различия в изменении максимальной скорости полета в зависимости от характера протекания кривых Жуковского

Выразим изменение максимальной скорости полета ΔV_{max} от изменения сопротивления:

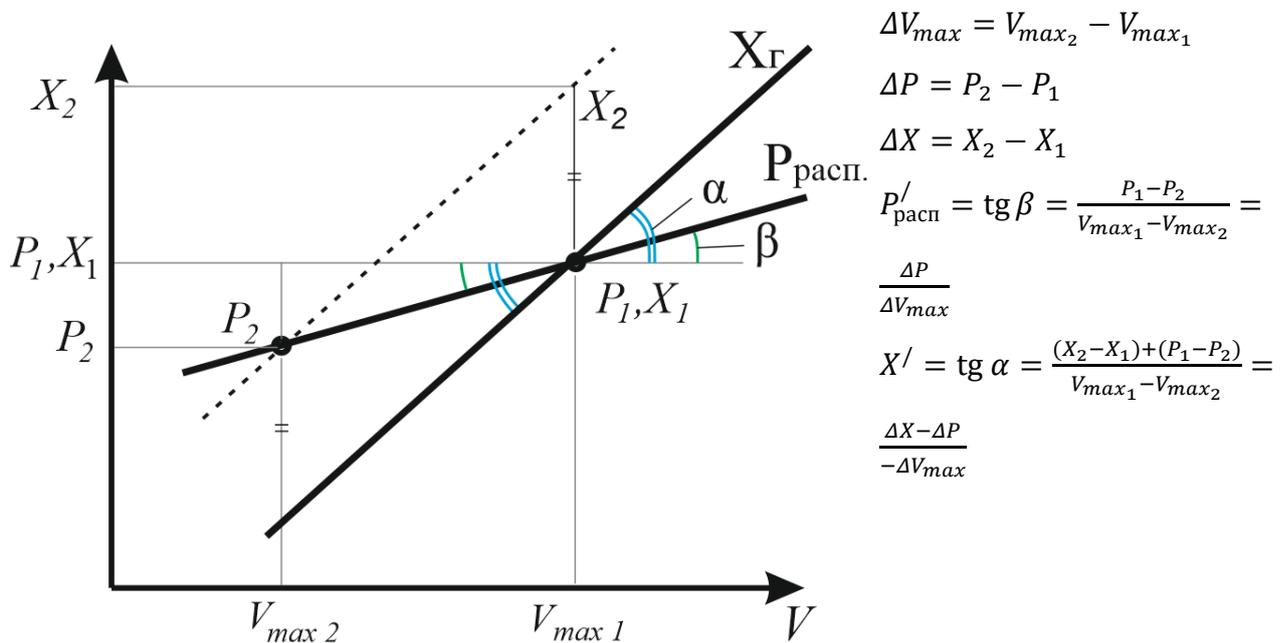


Рисунок 3.3 - Производные кривых Жуковского для максимальной скорости полета: X' - производная потребной тяги по скорости; $P'_{\text{расп.}}$ - производная располагаемой тяги по скорости

Из данных, представленных на рисунке 3.3, можно получить формулу при изменении сопротивления:

$$\Delta V_{max} = \frac{-\Delta X}{X' - P'_{расп}}$$

Аналогично получим формулу при изменении тяги двигателя:

$$\Delta V_{max} = \frac{\Delta P}{X' - P'_{расп}}$$

Индуктивная составляющая сопротивления при полете на максимальной скорости мала. В этом случае можно считать, что $X \approx X_0$, тогда $\frac{dX}{dV} \approx \frac{dX_0}{dV}$.

Оценим влияние массы на максимальную скорость полета:

$$\begin{aligned} K_{m_{V_{max}}} &= \frac{\frac{\Delta V_{max}}{V_{max1}}}{\frac{m_2 - m_1}{m_1}} = \frac{-\frac{\Delta X}{(X' - P'_{расп})V_{max1}}}{\Delta \hat{m}} = \frac{-\Delta X_i}{(X' - P'_{расп})V_{max1} \Delta \hat{m}} = -\frac{qSA(C_{y2}^2 - C_{y1}^2)}{(X' - P'_{расп})V_{max1} \Delta \hat{m}} = \\ &= -\frac{qSAg^2(m_2^2 - m_1^2)}{q^2 S^2 (X' - P'_{расп})V_{max1} \Delta \hat{m}} = -\frac{qSAg^2(m_2 - m_1)(m_2 + m_1)}{q^2 S^2 (X' - P'_{расп})V_{max1} \Delta \hat{m}} = -\frac{qSAg^2 \Delta m (2m_1 + \Delta m)}{q^2 S^2 (X' - P'_{расп})V_{max1} \Delta \hat{m}} = \\ &= -\frac{qSAg^2 m_1^2 (2 + \Delta \hat{m})}{q^2 S^2 (X' - P'_{расп})V_{max1}} = -\frac{X_{i1} (2 + \Delta \hat{m})}{(X' - P'_{расп})V_{max1}} \end{aligned}$$

$$K_{m_{V_{max}}} = -\frac{X_i (2 + \Delta \hat{m})}{V_{max} (X' - P'_{расп})} \quad (3.3)$$

$K_{Cx_0_{V_{max}}}$ на максимальную скорость будет равен:

$$K_{Cx_0_{V_{max}}} = \frac{\frac{\Delta V_{max}}{V_{max1}}}{\frac{\Delta Cx_0}{Cx_{01}}} = \frac{-\frac{\Delta X_0}{(X' - P'_{расп})V_{max1}}}{\frac{\Delta Cx_0}{Cx_{01}}} = -\frac{\Delta Cx_0 * q * S * Cx_{01}}{\Delta Cx_0 (X' - P'_{расп})V_{max1}} = -\frac{X_0}{V_{max1} (X_0' - P'_{расп})}$$

$$K_{Cx_0_{V_{max}}} = -\frac{X_0}{V_{max} (X_0' - P'_{расп})} \quad (3.4)$$

Аналогично выведем $K_{A_{V_{max}}}$ и $K_{P_{V_{max}}}$:

$$K_{A_V_{max}} = - \frac{X_i}{V_{max}(X_0' - P'_{расп})} \quad (3.5)$$

$$K_{P_V_{max}} = \frac{P}{V_{max}(X_0' - P'_{расп})} \quad (3.6)$$

Так как при максимальной скорости $X_0 \approx P_{расп}$, то $K_{C_{x_0_V_{max}}} \approx -K_{P_V_{max}}$

Производная сопротивления по скорости X_0' равна:

$$X_0' = \frac{dX_0}{dV} = \frac{d(Cx_0 * q * S)}{dV} = S \left(\frac{dCx_0}{dV} * q + \frac{dq}{dV} * Cx_0 \right) \left[\frac{H}{M/C} \right]$$

Формулы (3.3), (3.4), (3.5), (3.6) получены без учета возможных ограничений максимальной скорости полета температурой, прочностью конструкции, устойчивостью и управляемостью. По формулам 3.3-3.6 были получены численные значения КВ, которые представлены в таблице 3.2.

Таблица 3.2 – Значения $K_{m_V_{max}}$, $K_{C_{x_0_V_{max}}}$, $K_{A_V_{max}}$ и $K_{P_V_{max}}$

АК	Су-27	МиГ-29*	Су-24 (69°)	МиГ-23 МЛ (45°)**	МиГ-23 МЛ (72°)**	Су-25
V_{max} , м/с	н/д	695	472	650	722	290
X' , кгс/(м/с)	н/д	26	52	43	19	120
$P'_{расп}$, кгс/(м/с)	н/д	9	15	18	3	8
$K_{m_V_{max}}$	-0,04	-0,06	-0,11	-0,05	-0,07	-0,01
$K_{A_V_{max}}$	-0,02	-0,03	-0,06	-0,02	-0,03	-0,005
$K_{C_{x_0_V_{max}}}$	-0,97	-0,8	-0,83	-0,71	-0,82	-0,23
$K_{P_V_{max}}$	0,97	-0,8	0,83	0,71	0,82	0,23

* (с 2хР-60МК и 2хАПУ-470), ** (с 4хР-23С и АПУ-23М1Э)

Формулы 3.3-3.6 не связаны с процентным изменением C_{x_0} и P , соответственно эти формулы можно использовать тогда, когда изменения

производных X' и $P'_{расп}$ при переходе от V_{max1} к V_{max2} незначительны. Обычно чем выше процентное изменение Sx_0 или P , тем сильнее меняются производные в точке V_{max} . В некоторых случаях формулы могут быть применимы, например, для 15-процентного изменения (если кривые в широком диапазоне скорости сохраняют заданный наклон), а в другом начинать давать погрешности при 10%. В этом случае для парирования появляющихся погрешностей можно выбирать средние значения производных между двумя точками. В случае, показанном на рисунке 3.5, более правильным будет использовать производные в точке V_{max2} (если известно протекание кривых X и P).

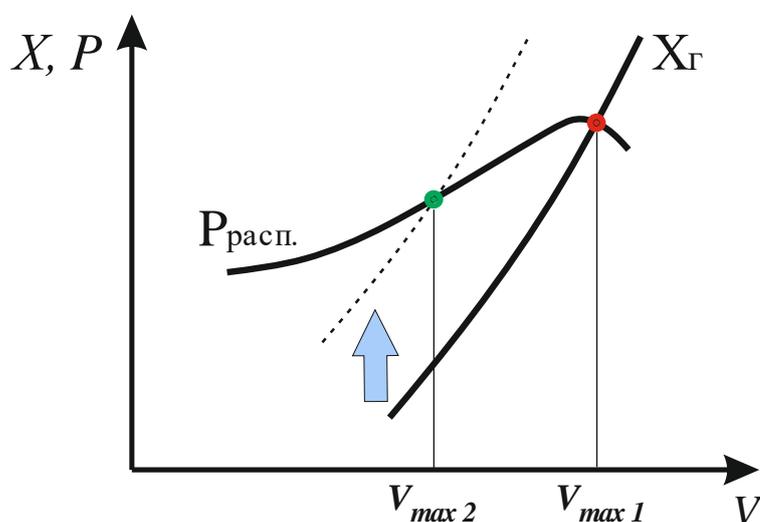


Рисунок 3.4 - Возможное протекание кривой располагаемой тяги вблизи максимальной скорости.

Анализ данных, представленных в таблице 3.2 показал, что влияние массы и индуктивной составляющей сопротивления на V_{max} очень мало: значение соответствующих КВ меньше 0,1. Это объясняется тем, что максимальной скорости полета самолета соответствуют высокие значения набегающего потока.

3.1.2 Влияние факторов риска на практический потолок

Проанализируем влияние факторов риска на практический потолок самолета.

Влияние массы на практический потолок

Влияние изменения массы на практический потолок можно оценить по формуле [63]:

$$\Delta H_{max} = -6,3\Delta m \text{ [км]}$$

$$K_{m_{H_{max}}} = \frac{\frac{H_{max_2} - H_{max_1}}{H_{max_1}}}{\frac{m_2 - m_1}{m_1}} = \frac{\frac{-6,3\Delta\hat{m}}{H_{max_1}}}{\frac{\Delta\hat{m}}{H_{max_1}}} = \frac{-6,3}{H_{max_1}}$$

$$K_{m_{H_{max}}} = -\frac{6,3}{H_{max}} \quad (3.7)$$

Величина $K_{m_{H_{max}}}$ зависит от максимальной высоты полета и не зависит от массы ЛА (таблица 3.3).

Таблица 3.3 - Значения $K_{m_{H_{max}}}$

Первоначальный потолок H_{max} , км	14	16	18	20	22
$K_{m_{H_{max}}}$	-0.45	-0.394	-0.35	-0.315	-0.286

Примеры изменения статических потолков самолетов при отклонении массы от номинального значения $m_{ном}$ показаны на рисунках 3.5 [58] и 3.6 [57]. Сравнение с результатами расчетов по формуле (3.7) представлено в таблице 3.4.

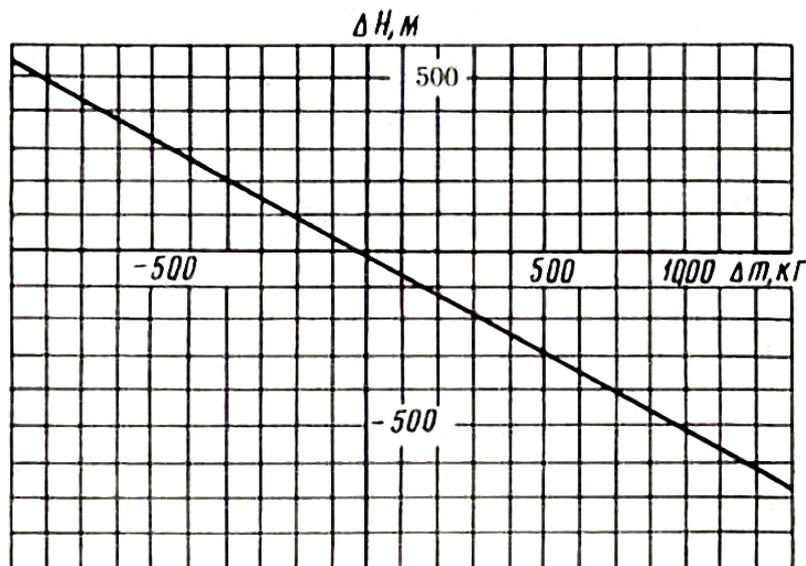


Рисунок 3.5 - Изменение статического потолка МиГ-23 ($m_{ном}=12000кг$)

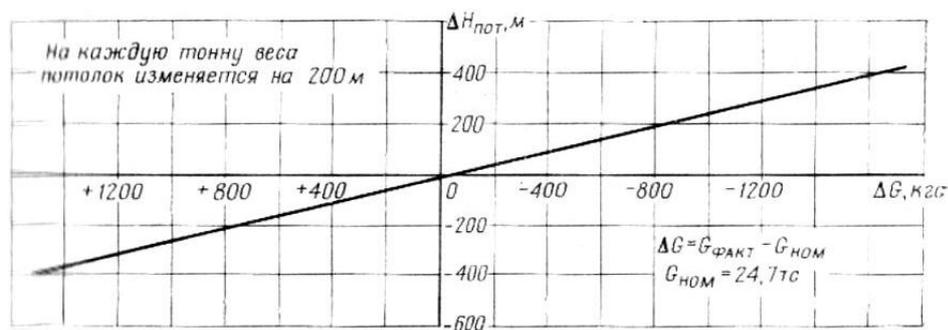


Рисунок 3.6 - Изменение статического потолка МиГ-25 ($m_{НОМ}=24700\text{кг}$)

Таблица 3.4 - Зависимость $K_{m_{H_{max}}}$ от практического потолка

АК	$m_{НОМ}$, кг	Потолок H , соответствующий массе $m_{НОМ}$, км	$K_{m_{H_{max}}}$ по формуле (2.4)	$K_{m_{H_{max}}}$ из графиков на рисунках 2.25, 2.26
МиГ-23	12000	18,6	-0,34	-0,37
МиГ-25	24700	22	-0,29	-0,28

Таким образом, при увеличении массы на 5% практический потолок уменьшается на 315 метров, 10% - 630 метров. Увеличение массы на 1% приводит к уменьшению потолка примерно на 63 метра.

Влияние коэффициента сопротивления при нулевой подъемной силе на практический потолок

Расчет линии статических потолков выполним по методу профессора Б.Т. Горощенко (подробно описано в [64]), основанном на том, что при данном постоянном числе M выше 11км тяга двигателя и лобовое сопротивление при нулевой подъемной силе X_0 пропорциональны атмосферному давлению, а индуктивное сопротивление X_i обратно пропорционально давлению. Итоговая формула для нахождения потолка имеет вид:

$$H = 11 + 6,3 * \ln \sqrt{\frac{P_{11} - X_{011}}{X_{i11}}}, [\text{км}] \quad (3.8)$$

где P_{11} , X_{011} , X_{i11} – тяга двигателя и составляющие лобового сопротивления для высоты 11км и того числа M , при котором рассчитывается потолок.

После дифференцирования и перехода к конечным приращениям, абсолютное изменение статического потолка (необходимо для определения чувствительности практического потолка к изменению Cx_0) равно:

$$\Delta H = 3,15 \frac{\Delta(P_{11} - X_{011})}{P_{11} - X_{011}}, \text{ тогда}$$

$$K_{Cx_0-H} = \frac{\frac{H_2 - H_1}{H_1}}{\frac{Cx_{02} - Cx_{01}}{Cx_{01}}} = \frac{\frac{-3,15 \cdot \Delta X_{011}}{(P_{11} - X_{011}) \cdot H_1}}{\frac{(Cx_{02} - Cx_{01}) \cdot q_{11} \cdot S}{Cx_{01} \cdot q_{11} \cdot S}} = \frac{-3,15 \cdot \Delta X_{011}}{(P_{11} - X_{011}) \cdot H_1 \cdot \frac{\Delta X_{011}}{X_{011}}} = \frac{-3,15 \cdot X_{011}}{(P_{11} - X_{011}) \cdot H_1}$$

$$K_{Cx_0-H} = - \frac{3,15}{H \left(\frac{P_{11}}{X_{011}} - 1 \right)} \quad (3.9)$$

В случае, если полет на высоте 11 км при числе $M = M_{\text{нпракт}}$ невозможен из-за различных ограничений (рисунок 3.7), то вместо значений P_{11} и X_{011} необходимо использовать значения тяги и сопротивления для высоты, где для числа $M_{\text{н max}}$ известны ВСХ двигателя (рисунок 3.8).

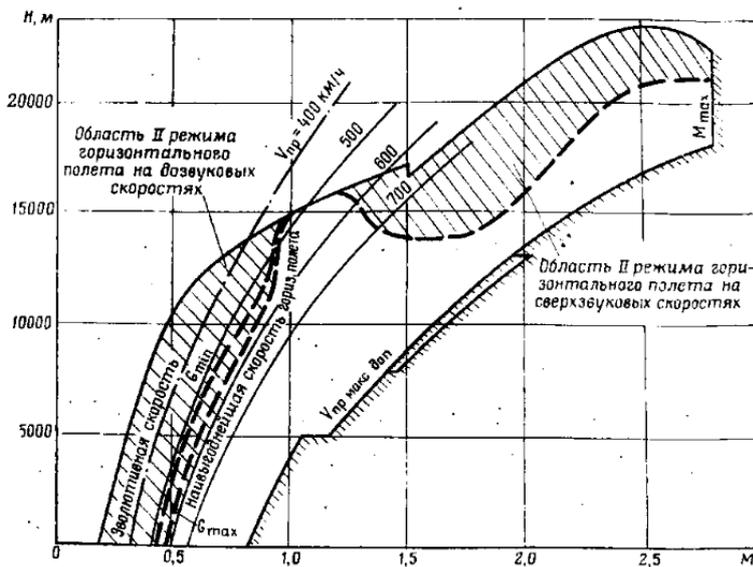


Рисунок 3.7 - Область высот и скоростей полета МиГ-25РБ [57]

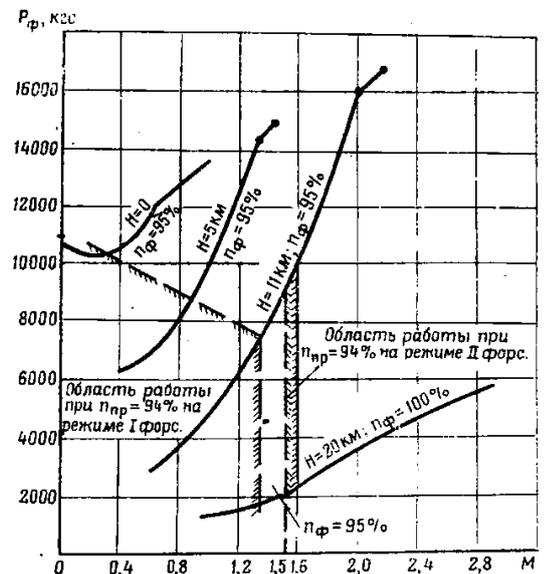


Рисунок 3.8 - ВСХ двигателя МиГ-25РБ на режиме ПФ [57]

Для расчета значений коэффициента K_{Cx_0-H} воспользуемся графиками с кривыми Жуковского (рисунок 3.9, 3.10). Рассчитанные значения представлены в таблице 3.5.

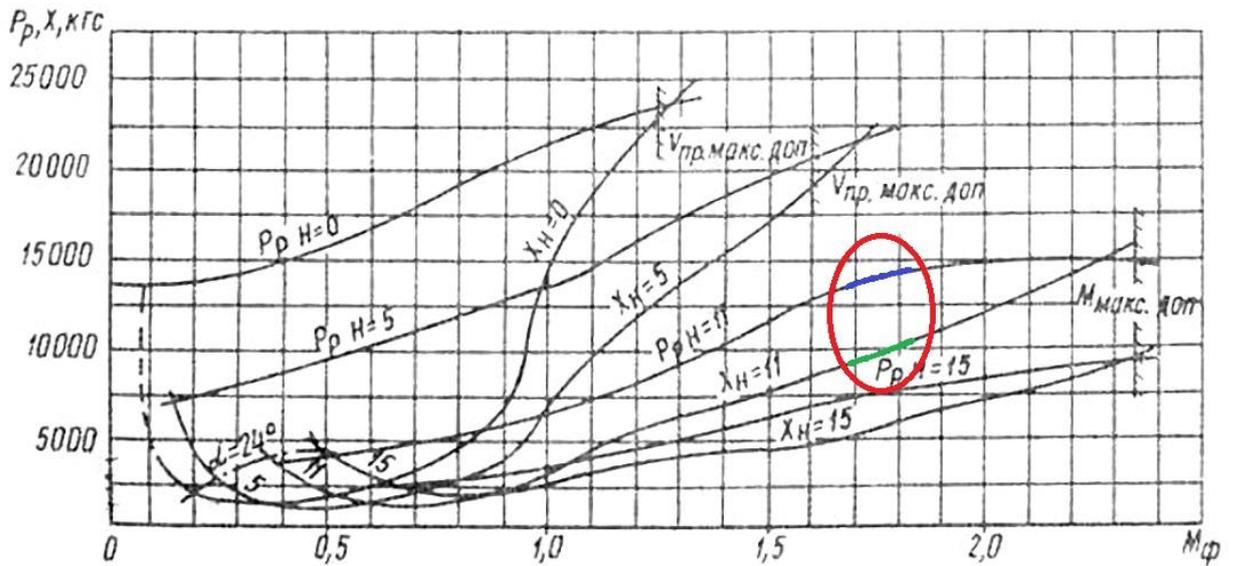


Рисунок 3.9 - Кривые потребных и располагаемых тяг МиГ-29 (ПФ, m=13000кг, 2хР-60МК и 2хАПУ-470) [59]

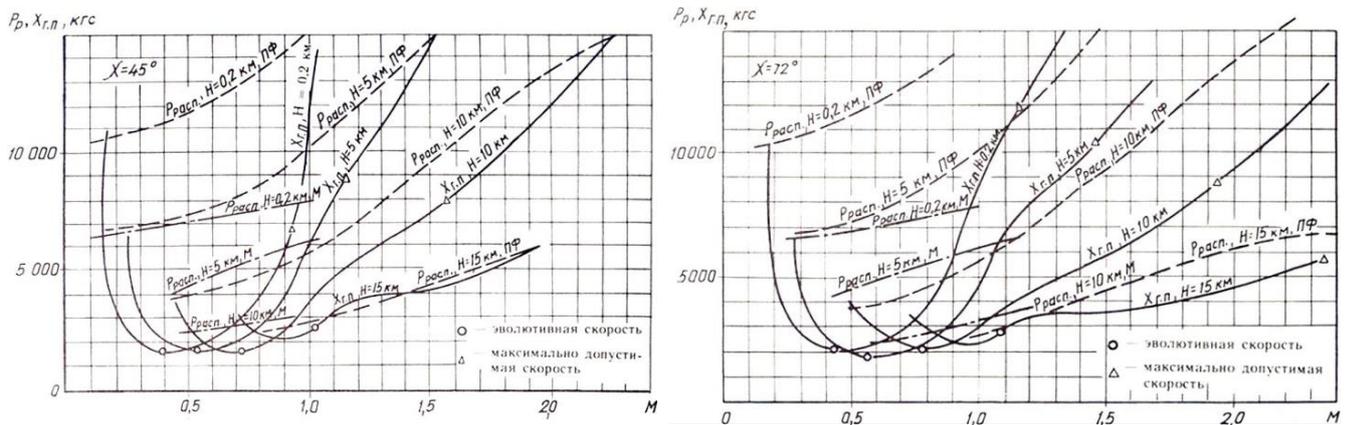


Рисунок 3.10 - Кривые потребных и располагаемых тяг МиГ-23 для стреловидности $\chi=45^\circ$ и $\chi=72^\circ$ (m=12700кг, 2хР-23) [58]

Таблица 3.5 - Значения $K_{Cx_0_H}$

ЛА	Практический потолок H, км	P_{11} , кгс	X_{011} , кгс	$\frac{P_{11}}{X_{011}}$	$K_{Cx_0_H}$
МиГ-29	18	≈15700	≈10400	1,51	-0,35
МиГ-23 (72°)	18	≈10400	≈7100	1,46	-0,39

В таблице 3.6 представлены значения $K_{Cx_0_H}$ в зависимости от величины потолка и соотношения $\frac{P_{11}}{X_{011}}$.

Таблица 3.6 - Значения K_{Cx_0-H} в зависимости от H и P_{11}/X_{011}

H, км	$\frac{P_{11}}{X_{011}}$								
	1,2	1,3	1,4	1,5	1,6	1,7	1,8	1,9	2
14	-1,13	-0,75	-0,57	-0,45	-0,38	-0,33	-0,29	-0,25	-0,23
15	-1,05	-0,7	-0,53 ^{*1}	-0,42	-0,35	-0,3	-0,27	-0,24	-0,21
16	-0,99	-0,66	-0,5 ^{*2}	-0,4	-0,33	-0,29	-0,25	-0,22	-0,2
17	-0,93	-0,62	-0,47	-0,38	-0,31	-0,27	-0,24	-0,21	-0,19
18	-0,88	-0,59	-0,44	-0,35 ^{*3}	-0,3	-0,25	-0,22	-0,2	-0,18
19	-0,83	-0,56	-0,42	-0,34	-0,28	-0,24	-0,21	-0,19	-0,17
20	-0,79	-0,53	-0,4	-0,32	-0,27	-0,23	-0,2	-0,18	-0,16

*1 - Су-24 (69°), *2 - МиГ-23 (45°), *3 - МиГ-29

В случае, если максимальный потолок достигается за пределами значения M_{\max} (то есть максимальная высота полета ограничена максимальной допустимой скоростью), то при расчете K_{Cx_0-H} необходимо использовать значения P_{p11} и X_{011} при M_{\max} .

Влияние коэффициента отвала поляры на практический потолок

Из формулы (3.8) выразим K_{A-H} :

$$H_2 - H_1 = 6.3 \left(\ln \sqrt{\frac{P_{11} - X_{011}}{X_{i112}}} - \ln \sqrt{\frac{P_{11} - X_{011}}{X_{i111}}} \right) = 6.3 * \ln \sqrt{\frac{X_{i111}}{X_{i112}}} = 3.15 * \ln \frac{A_1}{A_2}$$

$$K_{A-H} = \frac{\frac{H_2 - H_1}{H_1}}{\frac{A_2 - 1}{A_1}} = \frac{3.15 * \ln \frac{A_1}{A_2}}{H_1 * \Delta \hat{A}} = - \frac{3.15 * \ln(\Delta \hat{A} + 1)}{H_1 * \Delta \hat{A}}$$

$$K_{A-H} = - \frac{3.15 * \ln(\Delta \hat{A} + 1)}{H_1 * \Delta \hat{A}} \quad (3.10)$$

Значения K_{A-H} представлены в таблице 3.7.

Таблица 3.7 - Значения K_{A-H} .

H, км	$\Delta \hat{A}, \%$			
	1	5	10	15
14	-0,23	-0,22	-0,22	-0,21
16	-0,2	-0,2	-0,19	-0,19
18	-0,18	-0,18	-0,17	-0,17

Влияние тяги силовой установки на практический потолок

Аналогично расчетам в п.3.1.2.2 получим формулу для учета влияния тяги СУ на сверхзвуковой потолок. K_{P_H} будет равен:

$$K_{P_H} = \frac{\frac{H_2 - H_1}{H_1}}{\frac{P_2 - 1}{P_1}} = \frac{\frac{3,15 \cdot \Delta P_{11}}{(P_{11} - X_{011}) \cdot H_1}}{\frac{P_2 - 1}{P_1}} = \frac{3,15 \cdot P_{11}}{(P_{11} - X_{011}) \cdot H_1}$$

$$K_{P_H} = \frac{3,15}{H \left(1 - \frac{X_{011}}{P_{11}}\right)} \quad (3.11)$$

Значения K_{P_H} представлены в таблице 3.8, 3.9.

Таблица 3.8 - Значения K_{P_H}

ЛА	Характерный потолок Н, км	P_{11} , кгс	X_{011} , кгс	$\frac{P_{11}}{X_{011}}$	K_{P_H}
МиГ-29	18	≈15700	≈10400	1,51	0,52
МиГ-23 (72°)	18	≈10400	≈7100	1,46	0,57

Таблица 3.9 - Значения K_{P_H} в зависимости от Н и P_{11}/X_{011}

Н, км	$\frac{P_{11}}{X_{011}}$								
	1,2	1,3	1,4	1,5	1,6	1,7	1,8	1,9	2
14	1,35	0,98	0,79	0,68	0,6	0,55	0,51	0,48	0,45
15	1,26	0,91	0,74^{*1}	0,63	0,56	0,51	0,48	0,45	0,42
16	1,19	0,86	0,69^{*2}	0,6	0,53	0,48	0,45	0,42	0,4
17	1,12	0,81	0,65	0,56	0,5	0,45	0,42	0,4	0,38
18	1,05	0,76	0,62	0,53^{*3}	0,47	0,43	0,4	0,37	0,35
19	1	0,72	0,59	0,5	0,45	0,41	0,38	0,35	0,34
20	0,95	0,69	0,56	0,48	0,42	0,39	0,36	0,34	0,32
21	0,9	0,65	0,53	0,45	0,4	0,37	0,34	0,32	0,3
22	0,86	0,63	0,51	0,43	0,39	0,35	0,33	0,31	0,29
23	0,83	0,6	0,48	0,42	0,37	0,34	0,31	0,29	0,28^{*4}

*1 - Су-24 (69°), *2 - МиГ-23 (45°), *3 - МиГ-29, *4 - МиГ-25.

Из формулы (3.6) так же можно получить формулу, учитывающую процентное изменение тяги:

$$H_2 - H_1 = 6.3 \left(\ln \sqrt{\frac{P_{112} - X_{011}}{X_{i11}}} - \ln \sqrt{\frac{P_{111} - X_{011}}{X_{i11}}} \right) = 3.15 * \ln \left(\frac{P_{112} - X_{011}}{P_{111} - X_{011}} \right) = 3.15 * \ln \left(\frac{P_{112} - X_{011}}{P_{111} - X_{011}} \right)$$

$$\ln \left(\frac{P_{112} - X_{011}}{P_{111} - X_{011}} \right) = 3.15 * \ln \left(\frac{\Delta P_{11}}{P_{111} - X_{011}} + 1 \right) = 3.15 * \ln \left(\frac{1}{\frac{1}{\Delta \hat{P}} (1 - \frac{X_{011}}{P_{11}})} + 1 \right)$$

$$K_{P_H} = \frac{3.15 * \ln \left(\frac{\Delta \hat{P}}{1 - \frac{X_{011}}{P_{11}}} + 1 \right)}{H * \Delta \hat{P}} \quad (3.12)$$

Значения КВ, рассчитанные по формуле (3.12), учитывают поправку на процентное изменение тяги, что позволяет уточнить значение КВ до 15% по сравнению с формулой (3.11) при большом процентном изменении тяги (более 10%).

3.1.3 Влияние факторов риска на энергетическую скороподъемность

Влияние массы на энергетическую скороподъемность

Запишем энергетическую скороподъемность в следующем виде [37]:

$$V_y^* = \frac{P - X}{G} V$$

$K_{m_V_y^*}$ будет равен:

$$K_{m_V_y^*} = \frac{\frac{V_{y2}^*}{V_{y1}^*} - 1}{\frac{m_2}{m_1} - 1} = \frac{\frac{m_1(P - X_2)}{m_2(P - X_1)} - 1}{\frac{m_2}{m_1} - 1} = \frac{\frac{m_1(P - X_1 - \Delta X_i)}{m_2(P - X_1)} - 1}{\frac{m_2}{m_1} - 1} = - \frac{1 - \frac{m_1}{m_2} \left(1 - \frac{\Delta X_i}{P - X_1} \right)}{\frac{m_2}{m_1} - 1} = \left\langle z = \frac{m_2}{m_1}; K_{X_i} = 1 - \frac{\Delta X_i}{P - X_1} \right\rangle = - \frac{1 - \frac{K_{X_i}}{z}}{z - 1}$$

$$K_{m_{-V_y^*}} = -\frac{1 - \frac{K_{X_i}}{z}}{z-1} \quad (3.13)$$

где $z = \frac{m_2}{m_1}, K_{X_i} = 1 - \frac{\Delta X_i}{\Delta P},$

ΔX_i - увеличение индуктивной составляющей сопротивления из-за увеличения массы;

$\Delta P = P - X$ - избыток тяги.

Вывод формулы (3.13) был дан при допущении, что скорость полета, при которой достигается максимальная энергетическая скороподъемность у земли, постоянна ($V_1 \approx V_2$) при изменении массы ЛА.

При $\Delta X_i/\Delta P \rightarrow 0$ можно принять, что $K_{m_{-V_y^*}} \approx -\frac{m_1}{m_2}$. Тогда при $\Delta m=10\%$ $K_{m_{-V_y^*}} \approx -0.91$, а значение коэффициента без описанных выше допущений будет еще меньше. В таблице 3.10 представлены значения K_{X_i} и $K_{m_{-V_y^*}}$.

Таблица 3.10 - Значения $K_{m_{-V_y^*}}$ при $\Delta m=10\%$

АК	Су-27	МиГ-29	МиГ-23 (72°)	МиГ-23 (45°)	МиГ-23 (16°)	МиГ-25	Су-24 (69°)	Су-24 (45°)	Су-24 (16°)
X_i/X_0	0,028	0,027	0,111	0,083	0,034	0,050	0,112	0,085	0,054
K_{X_i}	0,9978	0,9978	0,9893	0,9926	0,9970	0,9954	0,9910	0,9920	0,9941
$K_{m_{-V_y^*}}$	-0,93	-0,93	-1,01	-0,98	-0,94	-0,95	-0,99	-0,98	-0,96

Влияние коэффициента сопротивления при нулевой подъемной силе на энергетическую скороподъемность

$K_{C_{x_0-V_y^*}}$ будет равен:

$$K_{C_{x_0-V_y^*}} = \frac{\frac{V_{y_2}^*}{V_{y_1}^*} - 1}{\frac{C_{x_{02}}}{C_{x_{01}}} - 1} = \frac{\left(\frac{P-X_2}{P-X_1}\right) - 1}{\frac{C_{x_{02}} - C_{x_{01}}}{C_{x_{01}}}} = \frac{\left(\frac{P-X_1-\Delta X_0}{P-X_1}\right) - 1}{\frac{C_{x_{02}} - C_{x_{01}}}{C_{x_{01}}}} = \frac{1 - \frac{\Delta X_0}{P-X_1} - 1}{\frac{C_{x_{02}} - C_{x_{01}}}{C_{x_{01}}}} = -\frac{\Delta X_0 C_{x_{01}}}{\Delta P (C_{x_{02}} - C_{x_{01}})} =$$

$$-\frac{(C_{x_{02}} - C_{x_{01}}) \frac{\rho V^2 S}{2} C_{x_{01}}}{\Delta P (C_{x_{02}} - C_{x_{01}})} = -\frac{X_0}{\Delta P}$$

$$K_{C_{x_0-V_y^*}} = -\frac{X_0}{\Delta P} \quad (3.14)$$

Если пренебречь индуктивной составляющей сопротивления, то формула принимает вид:

$$K_{C_{x_0}-V_y^*} = -\frac{1}{\frac{P}{X_0}-1} \quad (3.15)$$

Максимальная скороподъемность для истребителей достигается, как правило, при $M=0.8-0.9$ у земли (рисунок 3.11, 3.12).

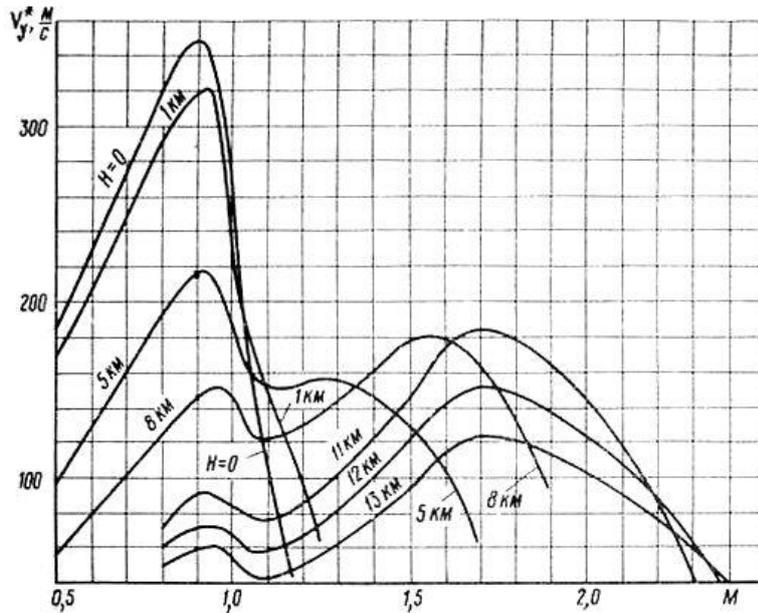


Рисунок 3.11 - График V_y^* (М, Н) для МиГ-29 (без подвесок, $m=12800$ кг) [40]

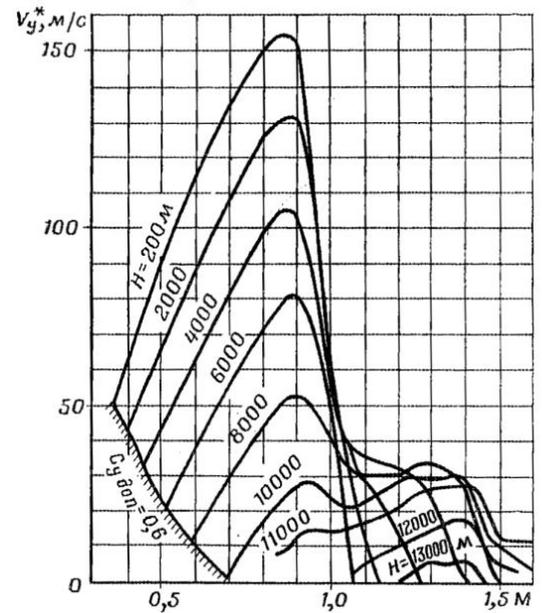


Рисунок 3.12 - График V_y^* (М, Н) для Су-24 ($\chi=69^\circ$, $m=27300$ кг, 2хРН-28) [41]

Рассчитаем значения КВ по формуле (3.14) и (3.15). При $M=0.85$ скоростной напор у земли равен $q=51250 \frac{H}{M^2}$, КВ с учетом и без учета индуктивного сопротивления представлены в таблице 3.11.

Таблица 3.11. Значения $K_{C_{x_0}-V_y^*}$, рассчитанные по формулам (3.14) и (3.15)

ЛА	M	C_{x_0}	C_{x_i}	S, m^2	P, кгс	$K_{C_{x_0}-V_y^*}$ без учета C_{x_i}	$K_{C_{x_0}-V_y^*}$ с учетом C_{x_i}
МиГ-29	0,9	0.025	0.0005	38	20500	-0.398	-0.401
Су-24 (69°)	0,8	0.0263	0.0029	51	22900	-0.367	-0.383
МиГ-23 (72°)	0,9	0.0225	0.0026	34.16	15400	-0.438	-0.460

Анализ результатов расчетов, приведенных в таблице 3.11 показал, что индуктивная составляющая сопротивления вносит незначительный вклад в значение $K_{C_{x_0-V_y^*}}$: результаты, полученные по формулам (3.14) и (3.15) (при изменении C_{x_0} на 10%) отличаются на 0.2%, что можно считать пренебрежимо малым значением. Поэтому в дальнейшем будет использоваться формула (3.15).

В таблице 3.12 представлены значения $K_{C_{x_0-H}}$ в зависимости от соотношения P/X_0 .

Таблица 3.12 - Значения $K_{C_{x_0-V_y^*}}$

$\frac{P}{X_0}$	2,6	2,8	3	3,2	3,4	3,6	3,8	4	4,2
$K_{C_{x_0-V_y^*}}$	-0,63	-0,56	-0,50	-0,45	-0,42	-0,38	-0,36	-0,33	-0,31
АК	Су-24 (16°)	МиГ-23 (16°)	МиГ-25, Су-24 (45°)	МиГ-23 (45°), Су- 24 (69°)		МиГ-23 (72°)			Су-27, МиГ-29

Влияние коэффициента отвала поляры на энергетическую скороподъемность

Аналогично выводам в п. 3.1.3.2 получим формулу для определения $K_{A-V_y^*}$:

$$K_{A-V_y^*} = -\frac{X_i}{\Delta P} \quad (3.16)$$

Так как значение X_i значительно меньше избытка тяги ΔP , влияние коэффициента отвала поляры на энергетическую скороподъемность мало. В таблице 3.13 представлены значения $K_{A-V_y^*}$

Таблица 3.13 - Значения $K_{A-V_y^*}$

АК	Су-27	МиГ-29	МиГ-23 (72°)	МиГ-23 (45°)	МиГ-23 (16°)	МиГ-25	Су-25	Су-24 (69°)	Су-24 (45°)	Су-24 (16°)
$K_{A-V_y^*}$	-0,01	-0,01	-0,05	-0,03	-0,01	-0,02	-0,03	-0,04	-0,04	-0,03

Анализ результатов расчетов, приведенных в таблице 3.13 показал, что значение $K_{A-V_y^*}$ можно принять равными -0,03.

Влияние тяги силовой установки на энергетическую скороподъемность

$K_{P-V_y^*}$ будет равен:

$$K_{P-V_y^*} = \frac{\frac{V_{y_2}^*}{V_{y_1}^*} - 1}{\frac{P_2}{P_1} - 1} = \frac{\frac{P_2 - X}{P_1 - X} - 1}{\frac{P_2}{P_1} - 1} = \frac{\frac{P_1 + P_2 - P_1 - X}{P_1 - X} - 1}{\frac{P_2}{P_1} - 1} = \frac{\frac{P_2 - P_1}{P_1 - X}}{\frac{P_2}{P_1} - 1} = -\frac{P_1}{P_1 - X} = \frac{P}{\Delta P}$$

$$K_{P-V_y^*} = \frac{P}{\Delta P} \quad (3.17)$$

где $\Delta P = P - X$ - избыток тяги.

Если пренебречь индуктивной составляющей сопротивления (по аналогии с п. 3.1.3.2), то формула принимает вид:

$$K_{P-V_y^*} = \frac{1}{1 - \frac{X_0}{P}} \quad (3.18)$$

Для расчета КВ воспользуемся данными, представленными на рисунках 3.9, 3.10. Рассчитанные по формуле (3.18) значения $K_{P-V_y^*}$ представлены в таблице 3.14, 3.15.

Таблица 3.14 - Значения $K_{P-V_y^*}$

АК	М	P_p , кгс	X_r , кгс	$K_{P-V_y^*}$
МиГ-29	0.9	20500	7000	1.52
МиГ-23 (45°)	0.85	15000	5000	1.5
МиГ-23 (72°)	0.9	15400	5000	1.48

Таблица 3.15 - Значения $K_{P-V_y^*}$

$\frac{P}{X_0}$	2,6	2,8	3	3,2	3,4	3,6	3,8	4	4,2
$K_{P-V_y^*}$	1,63	1,56	1,5	1,46	1,42	1,39	1,36	1,34	1,32
АК		Су-24 (16°)	МиГ-23 (72°), МиГ-23 (45°), Су-24 (45°)	МиГ-25, МиГ-23 (16°)	Су-24 (69°)				Су-27, МиГ-29

3.1.4 Влияние факторов риска на перегрузку установившегося виража

Перегрузку установившегося виража можно выразить через формулу [63]:

$$n_{y \text{ уст}} = \sqrt{\frac{(P-X_0)qS}{A(mg)^2}} \quad (3.19)$$

тогда $K_{m_{n_{y \text{ уст}}}}$ равен:

$$K_{m_{n_{y \text{ уст}}}} = \frac{\frac{n_{y2}-1}{n_{y1}}}{\frac{m_2-1}{m_1}} = \frac{\frac{m_1-1}{m_2-1}}{\frac{m_1-1}{m_2-1}} = \langle t = \frac{m_2}{m_1} \rangle = \frac{\frac{1}{t}-1}{t-1} = \frac{1-t}{t(t-1)} = -\frac{1}{t}$$

$$K_{m_{n_{y \text{ уст}}}} = -\frac{m_1}{m_2} \quad (3.20)$$

Величина коэффициента зависит от процентного изменения массы, см. таблицу 3.16.

Таблица 3.16 - Зависимость $K_{m_{n_{y \text{ уст}}}}$ от Δm

$\Delta \hat{m}, \%$	$K_{m_{n_{y \text{ уст}}}}$	$\Delta n_{y \text{ уст}}, \%$
5	-0.952	4,8
10	-0.909	9,1
15	-0.869	13

$K_{Cx_0_{n_{y \text{ уст}}}}$ будет равен:

$$K_{Cx_0_{n_{y \text{ уст}}}} = \frac{\frac{n_{y2}-1}{n_{y1}}}{\frac{Cx_{02}-1}{Cx_{01}}} = \frac{\sqrt{\left(\frac{P-X_2}{P-X_1}\right)^{-1}}}{\frac{Cx_{02}-Cx_{01}}{Cx_{01}}} = \frac{\sqrt{\left(\frac{P-X_1-\Delta X_0}{P-X_1}\right)^{-1}}}{\frac{Cx_{02}-Cx_{01}}{Cx_{01}}} = \langle Cx_{02} - Cx_{01} > 0 \rangle =$$

$$\sqrt{\left(\frac{P-X_1-\Delta X_0}{P-X_1}\right) \frac{(Cx_{01})^2}{(Cx_{02}-Cx_{01})^2} - \frac{1}{\Delta \widehat{Cx}_0}} = \sqrt{\left(1 - \frac{\Delta X_0}{P-X_1}\right) \frac{Cx_{01}^2}{(Cx_{02}-Cx_{01})^2} - \frac{1}{\Delta \widehat{Cx}_0}} =$$

$$\sqrt{\frac{Cx_{01}^2}{(Cx_{02}-Cx_{01})^2} - \frac{qS(Cx_{02}-Cx_{01})}{qS\left(\frac{P}{Sq}-Cx_{01}\right)} \frac{Cx_{01}^2}{(Cx_{02}-Cx_{01})^2} - \frac{1}{\Delta \widehat{Cx}_0}} = \sqrt{\frac{1}{(\Delta \widehat{Cx}_0)^2} - \frac{Cx_{01}^2}{\left(\frac{P}{Sq}-Cx_{01}\right)(Cx_{02}-Cx_{01})} - \frac{1}{\Delta \widehat{Cx}_0}} =$$

$$\sqrt{\frac{1}{(\Delta \widehat{Cx}_0)^2} - \frac{Cx_{01}}{\left(\frac{P}{Sq}-Cx_{01}\right)(\Delta \widehat{Cx}_0)} - \frac{1}{\Delta \widehat{Cx}_0}} = \sqrt{\frac{1}{(\Delta \widehat{Cx}_0)^2} - \frac{Cx_{01}\Delta \widehat{Cx}_0}{\left(\frac{P}{Sq}-Cx_{01}\right)(\Delta \widehat{Cx}_0)^2} - \frac{1}{\Delta \widehat{Cx}_0}} = \frac{1}{\Delta \widehat{Cx}_0} \sqrt{1 - \frac{Cx_{01}\Delta \widehat{Cx}_0}{\frac{P}{Sq}-Cx_{01}} - 1}$$

$$\frac{1}{\Delta \widehat{Cx}_0} = \frac{1}{\Delta \widehat{Cx}_0} \left(\sqrt{1 - \frac{Cx_{01}\Delta \widehat{Cx}_0}{\frac{P}{Sq}-Cx_{01}}} - 1 \right)$$

$$K_{Cx_0-n_{y_{уст}}} = \frac{1}{\Delta \widehat{Cx_0}} \left(\sqrt{1 - \frac{Cx_{01} \Delta \widehat{Cx_0}}{\frac{P}{Sq} - Cx_{01}}} - 1 \right)$$

Изменение величины коэффициента в зависимости от $\Delta \widehat{Cx_0}$ находится в пределах 0,1% от значения КВ. При увеличении Cx_0 на 10% формула принимает вид:

$$K_{Cx_0-n_{y_{уст}}} = 10 \left(\sqrt{1 - 0,1 \frac{1}{\frac{P}{X_0} - 1}} - 1 \right) \quad (3.21)$$

Значения $K_{Cx_0-n_{y_{уст}}}$ представлены в таблицах 3.17-3.19.

Таблица 3.17 - Значения $K_{Cx_0-n_{y_{уст}}}$ (H=1км, M=0.8)

АК	Cx_0	S, м ²	X ₀ , кгс	P, кгс	$\frac{P}{X_0}$	$K_{Cx_0-n_{y_{уст}}}$
МиГ-29	0.024	38	3800	17300	4,6	-0.14
Су-24 (69°)	0.026	51	5500	21000	3,9	-0.18
МиГ-23 (72°)	0.022	34.16	3100	13200	4,3	-0.15

Таблица 3.18 - Значения $K_{Cx_0-n_{y_{уст}}}$ (H=5км, M=0.9)

АК	Cx_0	S, м ²	X ₀ , кгс	P, кгс	$\frac{P}{X_0}$	$K_{Cx_0-n_{y_{уст}}}$
МиГ-29	0.026	38	3100	12500	4	-0.16
Су-24 (69°)	0.028	51	4500	15600	3,5	-0.20
МиГ-23 (72°)	0.023	34.16	2500	9600	3,8	-0.17

Таблица 3.19 - Значения $K_{Cx_0-n_{y_{уст}}}$ (H=11км, M=1.5)

АК	Cx_0	S, м ²	X ₀ , кгс	P, кгс	$\frac{P}{X_0}$	$K_{Cx_0-n_{y_{уст}}}$
МиГ-29	0.048	38	6600	11400	1,7	-0.72
Су-24 (69°)	0.051	51	9500	12700	1,3	-1.56
МиГ-23 (72°)	0.031	34.16	3900	8600	2,2	-0.42

Рассчитанные значения $K_{C_{x_0-n_{y_{уст}}}}$ в зависимости от соотношения P/X_0 для $H=1\text{км}$, $M=0.8$ представлены в таблице 3.20

Таблица 3.20 - Значения $K_{C_{x_0-V_y^*}}$.

$\frac{P}{X_0}$	3	3,3	3,6	3,9	4,2	4,5	4,8	5,1	5,4
$K_{C_{x_0-n_{y_{уст}}}}$	-0,26	-0,22	-0,2	-0,18	-0,16	-0,15	-0,14	-0,13	-0,12
АК	Су-24 (16°)		МиГ-23 (16°), Су-24 (45°)	МиГ-25, Су-24 (69°)	МиГ-23 (72°) МиГ-23 (45°)	МиГ-29			Су-27

Анализ данных, представленных в таблице 3.20 показал, что для самолетов ОТА значение $K_{C_{x_0-V_y^*}}$ находится в пределах $-0,1 \dots -0,3$.

Из формулы (3.19) получим $K_{A-n_{y_{уст}}}$:

$$K_{A-n_{y_{уст}}} = \frac{\frac{n_{y_2-1}}{n_{y_1}}}{\frac{A_2-1}{A_1}} = \frac{\sqrt{\frac{A_1-1}{A_2}}}{\frac{A_2-1}{A_1}}$$

$$K_{A-n_{y_{уст}}} = \frac{\sqrt{\frac{1}{\Delta \hat{A} + 1} - 1}}{\Delta \hat{A}} \quad (3.22)$$

При $\Delta \hat{A} = 5 \dots 15\%$ значение $K_{A-n_{y_{уст}}} \approx -0,47$. Аппроксимация поляры самолета квадратичной параболой может отклонять истинное значение КВ от расчетного. Влияние отклонений $K_{A-n_{y_{уст}}}$ показано в разделе 4.1.

$K_{P-n_{y_{уст}}}$ будет равен:

$$K_{P-n_{y_{уст}}} = \frac{\frac{n_{y_2-1}}{n_{y_1}}}{\frac{P_2-1}{P_1}} = \frac{\sqrt{\left(\frac{P_2-X_0}{P_1-X_0}\right)-1}}{\frac{P_2-1}{P_1}} = \frac{\sqrt{\left(\frac{P_1+(P_2-P_1)-X_0}{P_1-X_0}\right)-1}}{\frac{P_2-1}{P_1}} = \frac{\sqrt{1+\left(\frac{P_2-P_1}{P_1-X_0}\right)-1}}{\frac{P_2-P_1}{P_1}} = \langle P_2 - P_1 < 0 \rangle =$$

$$-\frac{\sqrt{1+\left(\frac{P_2-P_1}{P_1-X_0}\right)}}{\left(\frac{P_2-P_1}{P_1}\right)^2} - \frac{P_1}{P_2-P_1} = -\sqrt{\frac{(P_1)^2}{(P_2-P_1)^2} + \frac{(P_2-P_1)(P_1)^2}{(P_1-X_0)(P_2-P_1)^2}} - \frac{P_1}{P_2-P_1} = -\sqrt{\frac{1}{\Delta \hat{P}^2} + \frac{1}{\Delta \hat{P}} \frac{P_1}{(P_1-X_0)}} -$$

$$\frac{1}{\Delta \hat{P}}$$

Для $\Delta\hat{P} > 0$ (при увеличении тяги):

$$K_{P_{-n_{y\text{уст}}}} = \sqrt{\frac{1}{\Delta\hat{P}^2} + \frac{1}{\Delta\hat{P}} \frac{1}{(1-\frac{X_0}{P})}} - \frac{1}{\Delta\hat{P}} \quad (3.23)$$

Для $\Delta\hat{P} < 0$ (при ухудшения тяги):

$$K_{P_{-n_{y\text{уст}}}} = -\sqrt{\frac{1}{\Delta\hat{P}^2} + \frac{1}{\Delta\hat{P}} \frac{1}{(1-\frac{X_0}{P})}} - \frac{1}{\Delta\hat{P}} \quad (3.24)$$

Значения $K_{P_{-n_{y\text{уст}}}}$ представлены в таблицах 3.21 – 3.23.

Таблица 3.21 - Значения $K_{P_{-n_{y\text{уст}}}}$ (H=1км, M=0.8)

АК	Cx_0	S, м ²	X ₀ , кгс	P, кгс	$\frac{P}{X_0}$	$K_{P_{-n_{y\text{уст}}}}$
МиГ-29	0.024	38	3800	17300	4,6	0.66
Су-24 (69°)	0.026	51	5500	21000	3,9	0.69
МиГ-23 (72°)	0.022	34.16	3100	13200	4,3	0.67

Таблица 3.22 - Значения $K_{P_{-n_{y\text{уст}}}}$ (H=5км, M=0.9)

АК	Cx_0	S, м ²	X ₀ , кгс	P, кгс	$\frac{P}{X_0}$	$K_{P_{-n_{y\text{уст}}}}$
МиГ-29	0.026	38	3100	12500	4	0.64
Су-24 (69°)	0.028	51	4500	15600	3,5	0.68
МиГ-23 (72°)	0.023	34.16	2500	9600	3,8	0.65

Таблица 3.23 - Значения $K_{P_{-n_{y\text{уст}}}}$ (H=11км, M=1.5)

АК	Cx_0	S, м ²	X ₀ , кгс	P, кгс	$\frac{P}{X_0}$	$K_{P_{-n_{y\text{уст}}}}$
МиГ-29	0.048	38	6600	11400	1,7	1.13
Су-24 (69°)	0.051	51	9500	12700	1,3	1.78
МиГ-23 (72°)	0.031	34.16	3900	8600	2,2	0.87

Рассчитанные значения $K_{P_{-n_{y\text{уст}}}}$ в зависимости от соотношения P/X₀ для H=1км, M=0.8 представлены в таблице 3.24

Таблица 3.24 - Значения $K_{P_{n_{y_{уст}}}}$.

P/X_0	3	3,3	3,6	3,9	4,2	4,5	4,8	5,1	5,4
$K_{P_{n_{y_{уст}}}}$	0,78	0,75	0,72	0,70	0,68	0,66	0,65	0,64	0,63
АК	Су-24 (16°)	МиГ-23 (16°)	Су-24 (45°)	МиГ-25, Су-24 (69°), МиГ-23 (45°)	МиГ-23 (72°)	МиГ-29			Су-27

Анализ данных, представленных в таблице 3.24 показал, что для самолетов ОТА значение $K_{P_{n_{y_{уст}}}}$ находится в пределах 0,6...0,8.

Представленные в п.3.1.4 коэффициенты получены при выполнении установившегося виража при не превышении ограничений по прочности ($n_{y_{max}}^3$) и несущим свойствам планера ($\alpha_{доп}$).

3.1.5 Влияние факторов риска на время разгона

Время разгона в горизонтальном полете в заданном диапазоне скоростей равно [54]:

$$t_{разг} = \frac{1}{g} \int_{V_H}^{V_K} \frac{dV}{n_{xa}} \approx \frac{V_K - V_H}{g * (n_{xa})_{cp}} \quad (3.25)$$

где V_H и V_K – начальная и конечная скорость;

$(n_{xa})_{cp}$ – осредненная продольная перегрузка для заданного диапазона скоростей.

$$\Delta(n_{xa})_{cp} = (n_{xa})_{cp2} - (n_{xa})_{cp1} = \frac{(P_{cp} - X_{2cp})}{G_2} - \frac{(P_{cp} - X_{1cp})}{G_1} = \frac{\frac{m_1 P_{cp} - m_1 X_{1cp}}{m_2} - \frac{m_1 \Delta X - P_{cp} + X_{1cp}}{m_2}}{G_1} =$$

$$- \frac{P_{cp} \left(1 - \frac{m_1}{m_2}\right) - X_{1cp} \left(1 - \frac{m_1}{m_2}\right) + \Delta X \frac{m_1}{m_2}}{G_1} = - \frac{(P_{cp} - X_{1cp}) \left(1 - \frac{m_1}{m_2}\right) + \Delta X \frac{m_1}{m_2}}{G_1}, \text{ ТОГДА}$$

$$K_{m_{t_{разг}}} = \frac{\frac{t_{разг2} - 1}{\frac{m_2}{m_1} - 1}}{t_{разг1}} = \left(\frac{t_{разг2}}{t_{разг1}} - 1 \right) \frac{1}{\Delta \hat{m}} = \left(\frac{(n_{xa})_{cp1} - (n_{xa})_{cp2}}{(n_{xa})_{cp2}} \right) \frac{1}{\Delta \hat{m}} = \left(\frac{1}{\frac{(n_{xa})_{cp2}}{-\Delta(n_{xa})_{cp}}} \right) \frac{1}{\Delta \hat{m}} = \left(\frac{1}{-1 - \frac{1}{\frac{\Delta(n_{xa})_{cp}}{(n_{xa})_{cp1}}}} \right) \frac{1}{\Delta \hat{m}} =$$

$$\left(\frac{1}{\frac{1}{\frac{(P_{cp} - X_{1cp}) \left(1 - \frac{m_1}{m_2}\right) G_1}{(P_{cp} - X_1) G_1} + \frac{\Delta X * m_1 * G_1}{m_2 (P_{cp} - X_1) G_1}} - 1}} \right) \frac{1}{\Delta \hat{m}} = \left(\frac{1}{\frac{1}{1 - \frac{m_1}{m_2} + \frac{m_1 \Delta X}{m_2 (P_{cp} - X_1)}}} - 1 \right) \frac{1}{\Delta \hat{m}} = \left(\frac{1}{\frac{1}{1 - \frac{m_1}{m_2} \left(1 - \frac{\Delta X}{(P_{cp} - X_1)}\right)}} - 1 \right) \frac{1}{\Delta \hat{m}}$$

$$K_{m_t_{\text{разг}}} = \left(\frac{1}{\frac{1}{1 - \frac{1}{\Delta\hat{m}+1} \left(1 - \frac{\Delta X_{i_{\text{cp}}}}{\Delta P_{\text{cp}}} \right)} - 1}} \right) \frac{1}{\Delta\hat{m}} \quad (3.26)$$

где ΔP_{cp} – осредненный (в диапазоне $V_H \dots V_K$) избыток тяги;

$\Delta X_{i_{\text{cp}}}$ – среднее значение увеличения индуктивного сопротивления.

Величина $K_{m_t_{\text{разг}}}$ незначительно зависит от процентного изменения массы (отличия в пределах 0,1% от значения КВ). При $\Delta X_{i_{\text{cp}}}/\Delta P_{\text{cp}} \rightarrow 0$ (ΔX_i значительно меньше средней располагаемой тяги ΔP_{cp}) можно принять $K_{m_t_{\text{разг}}} = 1$, а с учетом влияния возросшего индуктивного сопротивления (из-за увеличения массы) значение коэффициента будет больше (таблица 3.25). Значения КВ для ряда АК при разгоне 600 – 1100 км/ч у земли представлены в таблице 3.25.

Таблица 3.25 - Значения $K_{m_t_{\text{разг}}}$

АК	Су-27	МиГ-29	МиГ-23 (72°)	МиГ-23 (45°)	МиГ-23 (16°)	МиГ-25	Су-24 (69°)	Су-24 (45°)	Су-24 (16°)
$\frac{\Delta X_{i_{\text{cp}}}}{\Delta P_{\text{cp}}}$	0,0044	0,0046	0,0211	0,0139	0,0054	0,0077	0,0148	0,0136	0,0099
$K_{m_t_{\text{разг}}}$	1,05	1,05	1,24	1,16	1,06	1,09	1,16	1,15	1,11

Анализ данных, представленных в таблице 3.25 показал, что значение $K_{m_t_{\text{разг}}}$ находится в пределах 1...1,15.

$K_{Cx_0_t_{\text{разг}}}$ будет равен:

$$K_{Cx_0_t_{\text{разг}}} = \frac{\frac{t_{\text{разг}2} - 1}{Cx_{02} - 1}}{\frac{t_{\text{разг}1} - 1}{Cx_{01}}} = \left(\frac{t_{\text{разг}2} - 1}{t_{\text{разг}1} - 1} \right) \frac{1}{\Delta\widehat{Cx}_0} = \left(\frac{1}{-1 - \frac{(n_{xa})_{\text{cp}1}}{\Delta(n_{xa})_{\text{cp}}}} \right) \frac{1}{\Delta\widehat{Cx}_0} = \langle \Delta(n_{xa})_{\text{cp}} = \frac{-\Delta X_0}{G_1} \rangle =$$

$$\left(\frac{1}{\frac{P_{\text{cp}} - X_{1\text{cp}} - 1}{\Delta X_{0\text{cp}}}} \right) \frac{1}{\Delta\widehat{Cx}_0} = \left(\frac{1}{\frac{P_{\text{cp}} - X_{1\text{cp}} - \Delta X_{0\text{cp}}}{\Delta X_{0\text{cp}}}} \right) \frac{1}{\Delta\widehat{Cx}_0} = \langle Cx \approx Cx_0 \rangle =$$

$$\left(\frac{\Delta Cx_{0\text{cp}} qS}{qS \left(\frac{P_{\text{cp}}}{qS} - Cx_{01\text{cp}} - \Delta Cx_{0\text{cp}} \right)} \right) \frac{Cx_{01}}{\Delta Cx_0} = \left\langle \begin{array}{l} \Delta Cx_{0\text{cp}} \approx \Delta Cx_0 \\ Cx_{01\text{cp}} \approx Cx_{01} \end{array} \right\rangle = \frac{Cx_{01}}{\frac{P_{\text{cp}}}{qS} - Cx_{01\text{cp}} - \Delta Cx_{0\text{cp}}} = \frac{1}{\frac{P_{\text{cp}}}{X_{01\text{cp}}} - 1 - \Delta\widehat{Cx}_0}$$

$$K_{Cx_0-t_{\text{разг}}} = \frac{1}{\frac{P_{\text{ср}}}{X_{01\text{ср}}} - 1 - \Delta\widehat{Cx}_0} \quad (3.27)$$

Анализ формулы (3.27) показал, что изменение величины коэффициента в зависимости от $\Delta\widehat{Cx}_0$ находится в пределах 0,1% от значения КВ. Значения КВ для ряда АК представлены в таблице 3.26.

Таблица 3.26 – Значения $K_{Cx_0-t_{\text{разг}}}$

АК	Су-27	МиГ-29	МиГ-23 (72°)	МиГ-23 (45°)	МиГ-23 (16°)	МиГ-25	Су-24 (69°)	Су-24 (45°)	Су-24 (16°)
$P_{\text{ср}}/X_{0\text{ср}}$	6,2	5,5	5,4	4,8	4,2	4,1	4,6	5,5	5,1
$K_{Cx_0-t_{\text{разг}}}$	0,19	0,23	0,23	0,27	0,33	0,33	0,28	0,23	0,25

Анализ данных, представленных в таблице 3.25 показал, что значение $K_{Cx_0-t_{\text{разг}}}$ находится в пределах 0,2...0,3.

Аналогично $K_{Cx_0-t_{\text{разг}}}$ получим $K_{A-t_{\text{разг}}}$:

$$K_{A-t_{\text{разг}}} = \frac{1}{\frac{\Delta P_{\text{ср}}}{X_{i\text{ср}}} - \Delta\widehat{A}}$$

Так как значение X_i значительно меньше тяги P , влияние коэффициента отвала поляры на время разгона мало. Изменение величины коэффициента в зависимости от $\Delta\widehat{A}$ находится в пределах 0,01% от значения КВ. В этом случае $\Delta\widehat{A}$ можно пренебречь и $K_{A-t_{\text{разг}}}$ будет равен:

$$K_{A-t_{\text{разг}}} = \frac{1}{\frac{\Delta P_{\text{ср}}}{X_{i\text{ср}}}} \quad (3.28)$$

В таблице 3.27 представлены значения $K_{A-t_{\text{разг}}}$.

Таблица 3.27 - Значения $K_{A-t_{\text{разг}}}$

АК	Су-27	МиГ-29	МиГ-23 (72°)	МиГ-23 (45°)	МиГ-23 (16°)	МиГ-25	Су-25	Су-24 (69°)	Су-24 (45°)	Су-24 (16°)
$K_{A-t_{\text{разг}}}$	0,02	0,02	0,07	0,05	0,02	0,04	0,02	0,07	0,06	0,05

Анализ результатов расчетов, приведенных в таблице 3.27 показал, что значение $K_{A_{t_{\text{разг}}}}$ можно принять равными 0,05.

Аналогично $K_{C_{X_0_{t_{\text{разг}}}}}$ получим $K_{P_{t_{\text{разг}}}}$:

$$\begin{aligned}
 K_{P_{t_{\text{разг}}}} &= \frac{\frac{t_{\text{разг}2}-1}{P_{\text{ср}2}-1}}{\frac{t_{\text{разг}1}-1}{P_{\text{ср}1}}} = \frac{\frac{n_{x \text{ ср}2}-1}{P_{\text{ср}2}-1}}{\frac{n_{x \text{ ср}1}-1}{P_{\text{ср}1}}} = -\frac{(n_{x \text{ ср}2}-n_{x \text{ ср}1})P_{\text{ср}1}}{n_{x \text{ ср}2}(P_{\text{ср}2}-P_{\text{ср}1})} = -\frac{((P_{\text{ср}2}-X_{\text{ср}})-(P_{\text{ср}1}-X_{\text{ср}}))G P_{\text{ср}1}}{G(P_{\text{ср}2}-X_{\text{ср}})(P_{\text{ср}2}-P_{\text{ср}1})} = \\
 &= -\frac{(P_{\text{ср}2}-P_{\text{ср}1})P_{\text{ср}1}}{(P_{\text{ср}2}-X_{\text{ср}})(P_{\text{ср}2}-P_{\text{ср}1})} = -\frac{1}{\frac{P_{\text{ср}2}-X_{\text{ср}}}{P_{\text{ср}1}}} = -\frac{1}{\frac{P_{\text{ср}2}-X_{\text{ср}}+P_{\text{ср}1}-P_{\text{ср}1}}{P_{\text{ср}1}}} = -\frac{1}{\frac{P_{\text{ср}2}-X_{\text{ср}}+P_{\text{ср}1}-P_{\text{ср}1}}{P_{\text{ср}1}}} = \\
 &= -\frac{1}{\Delta \hat{P}_{\text{ср}}+1-\frac{X_{\text{ср}}}{P_{\text{ср}1}}}
 \end{aligned}$$

$$K_{P_{t_{\text{разг}}}} = \frac{1}{\frac{X_{\text{ср}}}{P_{\text{ср}1}}-1-\Delta \hat{P}_{\text{ср}}} \quad (3.29)$$

где $\Delta P_{\text{ср}}$ – осредненный (в диапазоне $V_{\text{н}} \dots V_{\text{к}}$) избыток тяги.

В таблице 3.28 представлены значения КВ при разгоне 600 – 1100 км/ч у земли.

Таблица 3.28 - Значения $K_{P_{t_{\text{разг}}}}$ при $\Delta \hat{P} = 10\%$

АК	Су-27	МиГ-29	МиГ-23 (72°)	МиГ-23 (45°)	МиГ-23 (16°)	МиГ-25	Су-24 (69°)	Су-24 (45°)	Су-24 (16°)
$P_{\text{ср}}/X_{0_{\text{ср}}}$	6,2	5,5	5,4	4,8	4,2	4,1	4,6	5,5	5,1
$K_{P_{t_{\text{разг}}}}$	-1,36	-1,4	-1,4	-1,45	-1,52	-1,53	-1,47	-1,4	-1,43

Анализ данных, представленных в таблице 3.28 показал, что значение $K_{P_{t_{\text{разг}}}}$ находится в пределах -1,35...1,45.

3.1.6 Влияние факторов риска на дальность полета

Оценим влияние на дальность полета рассматриваемых факторов риска.

При выводе формул K_{a_i-L} примем, что:

- 1) на средних и больших высотах при дросселировании двигателя в окрестности минимального удельного расхода, значения $c_{уд}$ меняется мало (рисунок 3.13) и можно принять, что удельный расход постоянен.

2) Минимальный километровый расход при постоянном удельном расходе топлива c_e будет достигаться на крейсерской скорости, то есть на скорости, при которой соотношение потребной тяги к скорости X_T/V минимально (рисунок 3.14).

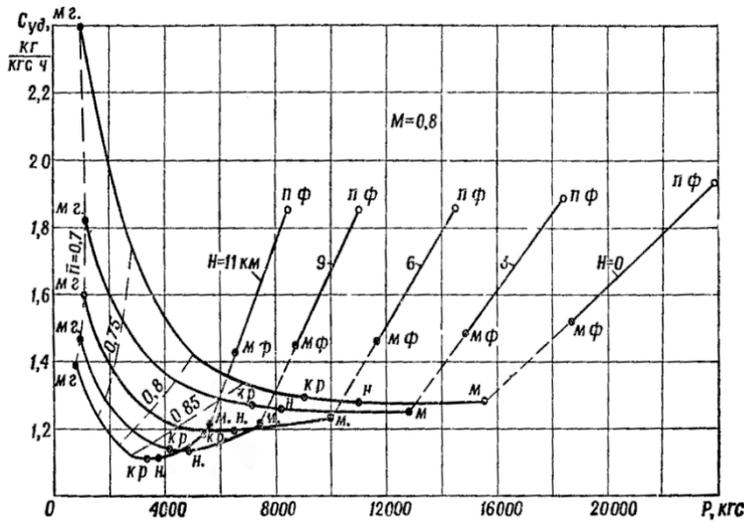


Рисунок 3.13 - Дроссельные характеристики ТРД(Ф)

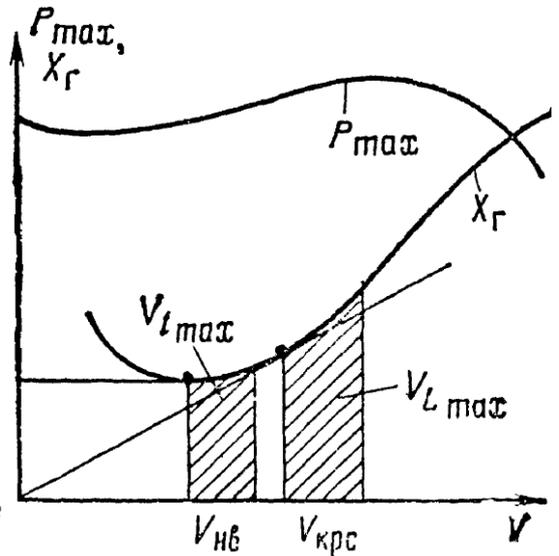


Рисунок 3.14 - Скорости полета на максимальную дальность ($V_{кр}$) и максимальную продолжительность ($V_{нв}$).

Влияние массы на дальность полета

Формулу для нахождения K_{m-L} при полете на максимальную дальность можно получить, используя формулу Бреге:

$$L = \frac{KV}{C_{уд}} \ln \left(\frac{1}{1 - \bar{m}_T} \right) \quad (3.30)$$

При условии сохранения $\frac{KV}{C_{уд}}$ при изменении массы, K_{m-L} будет равен:

$$K_{m-L} = \frac{\frac{L_2}{m_2} - 1}{\frac{L_1}{m_1} - 1} = \frac{\ln \left(\frac{1}{1 - \frac{\bar{m}_T}{m_2}} \right) - 1}{\ln \left(\frac{1}{1 - \frac{\bar{m}_T}{m_1}} \right) - 1} = \frac{\ln \left(\frac{1}{1 - \frac{1}{\frac{m_1 + \Delta m}{m_T}}} \right) - 1}{\ln \left(\frac{1}{1 - \frac{\bar{m}_T}{m_1}} \right) - 1} = \frac{\ln \left(\frac{1}{1 - \frac{1}{\frac{1 + \Delta \bar{m}}{\bar{m}_T}}} \right) - 1}{\ln \left(\frac{1}{1 - \frac{\bar{m}_T}{m_1}} \right) - 1}$$

$$K_{m_L} = \frac{\ln\left(\frac{1}{1 - \frac{1}{\frac{1+\Delta\hat{m}}{\bar{m}_T}}}\right) - 1}{\ln\left(\frac{1}{1 - \bar{m}_T}\right) - 1} \Delta\hat{m} \quad (3.31)$$

Результаты расчета значений K_{m_L} представлены в таблице 3.29.

Таблица 3.29 - Значения K_{m_L} .

$\Delta\hat{m}, \%$	$\bar{m}_T, \%$				
	20	25	30	35	40
1	-1,11	-1,15	-1,19	-1,23	-1,29
5	-1,06	-1,09	-1,13	-1,18	-1,22
10	-1,01	-1,04	-1,07	-1,11	-1,15

Значение K_{m_L} зависит от относительного запаса топлива и процентного изменения массы при постоянной массе топлива (при изменении массы топлива см. раздел 3.2).

При полете на крейсерской скорости влияние полетной массы на километровый расход топлива (а, следовательно, и на дальность) можно также приближенно оценить по формулам [61]:

$$\text{Для } H < 1000 \text{ м } q_{\text{км}2} = q_{\text{км}1} \left[1 + 0.1 * \left(\frac{m_2}{m_1} - 1 \right) \right]$$

$$\text{Для } H \geq 1000 \text{ м } q_{\text{км}2} = q_{\text{км}1} \left[1 + 0.1 * H * \left(\frac{m_2}{m_1} - 1 \right) \right]$$

где H – высота полета, в километрах.

$$K_{m_L} = \frac{\frac{L_2 - 1}{\frac{m_2}{m_1} - 1}}{\frac{L_1 - 1}{\frac{m_2}{m_1} - 1}} = \frac{q_{\text{км}1} - 1}{q_{\text{км}2} - 1} = \frac{1}{[1 + 0.1H \left(\frac{m_2}{m_1} - 1 \right)]^{-1}} = - \frac{0.1H\Delta\hat{m}}{(1 + 0.1H\Delta\hat{m})\Delta\hat{m}}$$

Формула для нахождения КВ имеет вид (для бесфорсажного режима, при практическом потолке более 11 км):

$$K_{m_L} = - \frac{0.1H}{(1 + 0.1H\Delta\hat{m})} \quad (3.32)$$

Значения КВ представлены в таблице 3.30.

Таблица 3.30. Значения K_{m_L} при $\Delta\hat{m}=10\%$

H_{cp}	5	7	9	11
$K_{m_L} \approx$	-0,48	-0,65	-0,82	-0,99

В качестве примера рассмотрим зависимости $q_{км \min}$ самолетов МиГ-25РБ, Су-24, МиГ-21БИС [57, 60, 62]. Графики с зависимостями $q_{км}$ от массы ЛА показаны на рисунках 3.15 и 3.16, соответствующие графикам КВ описаны ниже.

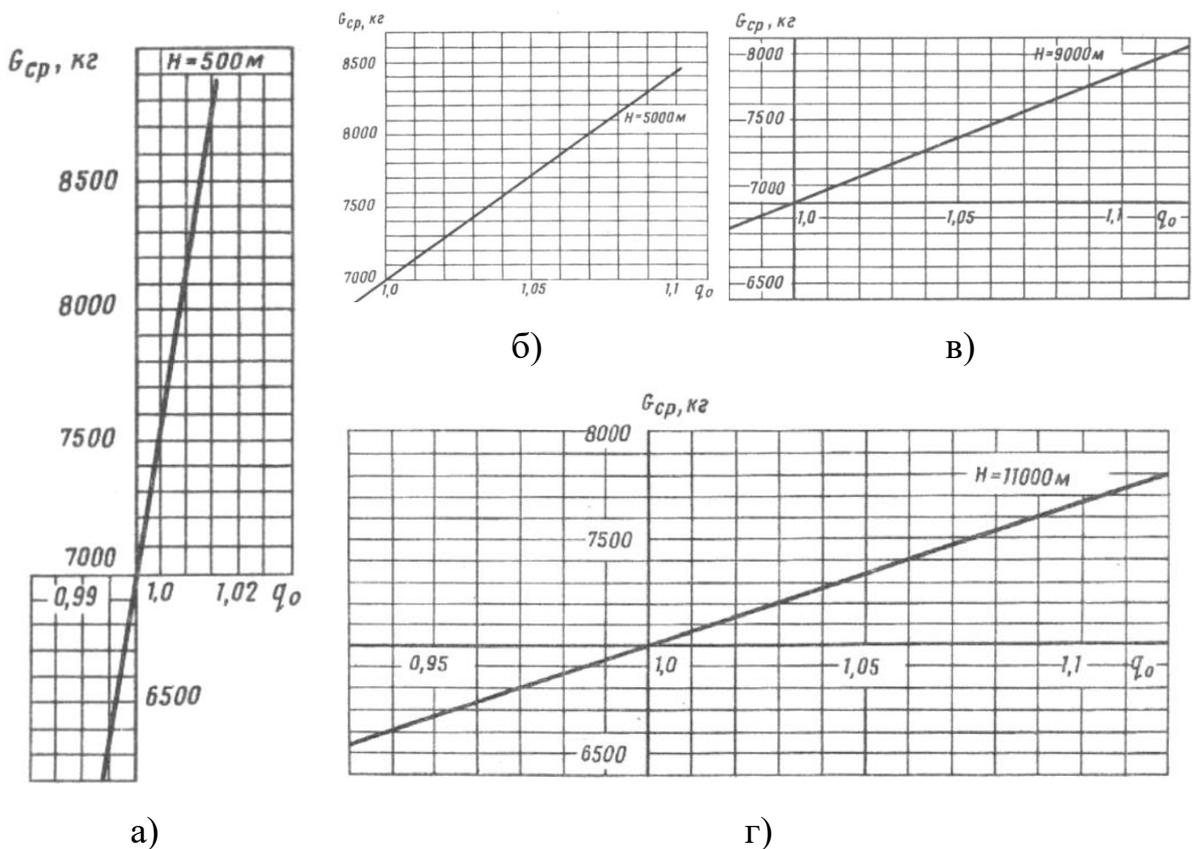


Рисунок 3.15 - Зависимость $\Delta q_{км}$ МиГ-21БИС от веса самолета для высот:

а) 500м ($K_{m_L} \approx -0,06$), б) 5000м ($K_{m_L} \approx -0,48$), в) 9000м ($K_{m_L} \approx -0,83$),

г) 11000м ($K_{m_L} \approx -0,95$)

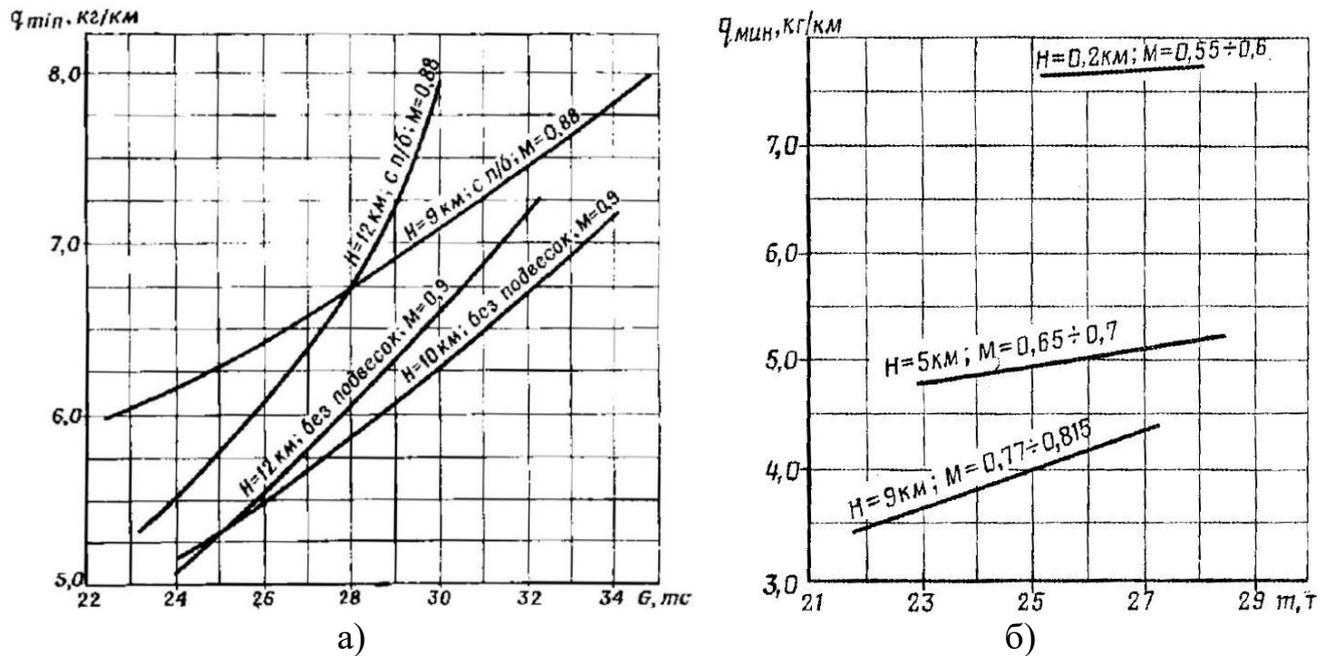


Рисунок 3.16 - Зависимость $q_{\text{км min}}$ от веса самолета а) МиГ-25РБ, $H=12 \text{ км}$, $M=0,9$, $K_{m_L} \approx -0,97$, б) Су-24 (35°), $H=0,2 \text{ км}$, ($K_{m_L} \approx -0,1$); $H=5 \text{ км}$, ($K_{m_L} \approx -0,36$); $H=9 \text{ км}$, ($K_{m_L} \approx -0,97$)

Анализ данных, представленных на рисунках 3.15 и 3.16 показал, что влияние веса (при фиксированной массе топлива) на километровый расход тем сильнее, чем ближе высота полета к дозвуковому потолку. Формула (3.32) позволяет оценивать влияние массы на дальность полета при полете на промежуточных высотах (т.е. на высотах, меньших чем при полете на максимальную дальность).

Влияние коэффициента сопротивления при нулевой подъемной силе на дальность полета

Если пренебречь изменением c_e вследствие изменения тяги (описано в 3.1.6), то можно приближенно считать, что расход топлива изменяется пропорционально X_Γ [65]. Тогда $K_{c_{x_0_L}}$ будет равен:

$$\begin{aligned}
K_{Cx_{0-L}} &= \frac{\frac{L_2-1}{L_1}}{\frac{Cx_{0_2}-1}{Cx_{0_1}}} = \frac{\frac{K_2-1}{K_1}}{\Delta\widehat{Cx}_0} = \frac{\frac{Cx_{0_1}+A*C_y^2}{Cx_{0_2}+A*C_y^2}-1}{\Delta\widehat{Cx}_0} = \frac{Cx_{0_1}+A*C_y^2 - ((\Delta\widehat{Cx}_0+1)Cx_{0_1}+A*C_y^2)}{(\Delta\widehat{Cx}_0+1)Cx_{0_1}+A*C_y^2} = \\
&= \frac{\Delta\widehat{Cx}_0 * Cx_{0_1}}{(\Delta\widehat{Cx}_0+1)Cx_{0_1}+A*\left(\frac{mg}{qS}\right)^2} = - \frac{Cx_{0_1}}{(\Delta\widehat{Cx}_0+1)Cx_{0_1}+A*\left(\frac{P_S}{q}\right)^2} = - \frac{1}{\Delta\widehat{Cx}_0+1+\frac{Cx_i}{Cx_{0_1}}} \\
\mathbf{K}_{Cx_{0-L}} &= - \frac{1}{1+\Delta\widehat{Cx}_0+\frac{A*\left(\frac{P_S}{q}\right)^2}{Cx_0}} \quad (3.33)
\end{aligned}$$

Анализ формулы (3.33) показал, что значение коэффициента зависит от соотношения $\frac{Cx_0}{Cx_i}$. Значения $K_{Cx_{0-L}}$ представлены в таблице 3.31.

Таблица 3.31 - Значения $K_{Cx_{0-L}}$ при $\Delta\widehat{Cx}_0=10\%$

ЛА	Су-27	Су-24 (69 ⁰)	Су-24 (45 ⁰)	Су-24 (16 ⁰)	Су-25
$\frac{Cx_{0\sim}}{Cx_i}$	0,7	1,3	1,53	1,5	2,3
$K_{Cx_{0-L}}$	-0,4	-0,59	-0,62	-0,62	-0,69

Влияние коэффициента отвала поляры на дальность полета

Аналогично выводам в п. 3.1.6.2 получим

$$\begin{aligned}
K_{A-L} &= \frac{\frac{L_2-1}{L_1}}{\frac{A_2-1}{A_1}} = \frac{\frac{K_2-1}{K_1}}{\Delta\widehat{A}} = \frac{\frac{Cx_0+A_1*C_y^2}{Cx_0+A_2*C_y^2}-1}{\Delta\widehat{A}} = \frac{\frac{Cx_0/C_y^2+A_1}{C_y^2+(\Delta\widehat{A}+1)*A_1}-1}{\Delta\widehat{A}} = \frac{\frac{-\Delta\widehat{A}*A_1}{C_y^2+(\Delta\widehat{A}+1)*A_1}}{\Delta\widehat{A}} = \frac{-A_1}{\frac{Cx_0}{C_y^2}+(\Delta\widehat{A}+1)*A_1} = \\
&= \frac{-1}{\frac{Cx_0}{A*C_y^2}+\Delta\widehat{A}+1} \\
\mathbf{K}_{A-L} &= - \frac{1}{1+\Delta\widehat{A}+\frac{Cx_0}{A*\left(\frac{P_S}{q}\right)^2}} \quad (3.34)
\end{aligned}$$

Значение коэффициента зависит от соотношения $\frac{Cx_0}{Cx_i}$. Значения K_{A-L} для представлены в таблице 3.32.

Таблица 3.32 - Значения K_{A_L} при $\Delta\hat{A}=10\%$

ЛА	Су-27	Су-25	Су-24 (69 ⁰)	Су-24 (45 ⁰)	Су-24 (16 ⁰)
$\frac{Cx_0}{Cx_i}$	0,8	2,3	1,3	1,53	1,5
K_{A_L}	-0,53	-0,29	-0,42	-0,40	-0,40

Влияние удельного расхода топлива на дальность полета

Для вычисления $K_{C_{e_L}}$ воспользуемся формулой (3.30), тогда $K_{C_{e_L}}$ будет равен:

$$K_{C_{уд-L}} = \frac{\frac{L_2-1}{L_1}}{\frac{C_{e2}-1}{C_{e1}}} = \frac{\frac{q_{км1}-1}{q_{км2}}}{\frac{C_{e2}-1}{C_{e1}}} = \frac{\frac{C_{уд1}-1}{C_{уд2}}}{\frac{C_{уд2}-1}{C_{уд1}}} = -\frac{C_{уд1}}{C_{уд2}} = -\frac{1}{1+\Delta\widehat{C}_{уд}}$$

$$K_{C_{уд-L}} = -\frac{1}{1+\Delta\widehat{C}_{уд}} \quad (3.35)$$

При увеличении удельного расхода на 5% $K_{C_{уд-L}} \approx -0,95$, на 10% $K_{C_{уд-L}} \approx -0,91$.

3.1.7 Влияние факторов риска на длину разбега

Длина разбега является характеристикой, определяющей базирование самолета. Проанализируем влияние факторов риска на длину разбега.

Влияние массы на длину разбега

Длину разбега можно найти по формуле:

$$L_p = \frac{V_{отр}^2}{2j_{ср}}$$

где $V_{отр}$ – скорость отрыва;

$j_{ср}$ – среднее ускорение при разбегае.

В момент отрыва подъемная сила равна силе тяжести:

$$V_{\text{отр}}^2 = \frac{2G}{\rho C_{y \text{ отр.}} S}$$

Среднее ускорение зависит от тяги силовой установки, аэродинамического сопротивления и силы трения:

$$j_{\text{ср}} = \frac{(P - X_0 - X_i - F_{\text{тр}})_{\text{ср}}}{m} = \frac{F_{\text{ср}}}{m}$$

На рисунке 3.17 показаны составляющие силы ускорения в зависимости от этапа разбега.

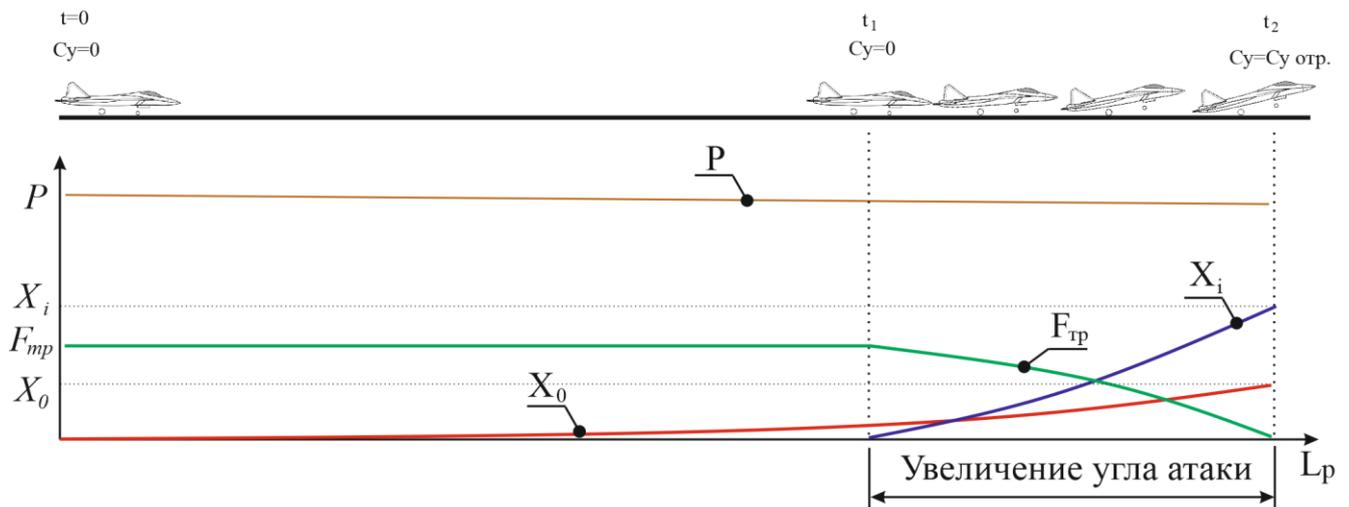


Рисунок 3.17 – Зависимость тяги, сопротивления, силы трения от этапа разбега

Обозначив $\hat{t}_{\text{отр}} = \frac{t_2 - t_1}{t_2}$ – относительное время увеличения C_y от 0 до $C_{y \text{ отр.}}$ и заменив средние значения конечными, получим:

$$P_{\text{ср}} \approx 0,95 P$$

$$X_{0 \text{ ср}} \approx 0,5 X_0 \approx 0,5 C_{x0} \frac{\rho V_{\text{отр}}^2}{2} S \approx 0,5 C_{x0} \frac{G}{C_{y \text{ отр.}}}$$

$$X_{i \text{ ср}} \approx 0,5 X_i \hat{t}_{\text{отр}} \approx 0,5 A C_{y \text{ отр.}}^2 \frac{\rho V_{\text{отр}}^2}{2} S \hat{t}_{\text{отр}} \approx 0,5 A C_{y \text{ отр.}} G \hat{t}_{\text{отр}}$$

$$F_{\text{тр ср}} \approx F_{\text{тр}} - 0,5 F_{\text{тр}} \hat{t}_{\text{отр}} \approx G f (1 - 0,5 \hat{t}_{\text{отр}})$$

Средняя ускоряющая сила равна:

$$F_{\text{ср}} = [0,95 * P - 0,5C_{x0} \frac{G}{C_{y \text{отр}}} - 0,5AC_{y \text{отр}} G \hat{t}_{\text{отр}} - Gf(1 - 0,5\hat{t}_{\text{отр}})]$$

Тогда длина разбега будет равна:

$$L_p = \frac{G^2}{g\rho c_{y \text{отр}} SF_{\text{ср}}} = \frac{G^2}{g\rho c_{y \text{отр}} SG [0,95 * \frac{P}{G} - 0,5C_{x0} \frac{1}{C_{y \text{отр}}} - 0,5AC_{y \text{отр}} \hat{t}_{\text{отр}} - f(1 - 0,5\hat{t}_{\text{отр}})]} =$$

$$\frac{P_s}{g\rho c_{y \text{отр}} [0,95 * \bar{P} - 0,5 \frac{C_{x0}}{C_{y \text{отр}}} - 0,5AC_{y \text{отр}} \hat{t}_{\text{отр}} - f(1 - 0,5\hat{t}_{\text{отр}})]} \quad (3.36)$$

При отсутствии точных данных относительно $\hat{t}_{\text{отр}}$, его значение в первом приближении можно принять равным 0,8.

Влияние изменения массы в формуле (3.36) проявляется через нагрузку на крыло P_s и тяговооруженность \bar{P} . Анализ формулы (3.36) показал:

- 1) с увеличением веса на 1% длина разбега у самолетов, взлетающих с твердого покрытия ($f=0.03$), увеличивается на 2...2,5% ($K_{m_{L_p}}=2...2,5$);
- 2) с увеличением веса на 1% длина разбега у самолетов, взлетающих с грунтового покрытия ($f=0.1$), увеличивается на 2...3,5% ($K_{m_{L_p}}=2...3,5$).

Влияние массы зависит от процентного соотношения сил, действующих на самолет в процессе разбега. Приведем в табличном виде значение $K_{m_{L_p}}$ по результатам расчета по формуле (3.33).

Таблица 3.33 - Значения $K_{m_{L_p}}$ в зависимости от \bar{P} и $\Delta\hat{m}$

\bar{P}	$\Delta\hat{m}, \%$			
	1	5	10	15
1,2	2.08	2.13	2.19	2.25
1	2.10	2.15	2.20	2.27
0,8	2.12	2.17	2.23	2.3

Для ЛА с высоким значением $\bar{P} > 0.8$ при взлете с бетонной ВПП значение $K_{m_{L_p}}$ можно рассчитать по формуле:

$$K_{m_{L_p}} = 2,1 + \Delta \hat{m} \quad (3.37)$$

Погрешность результатов, полученных по формуле (3.37), составляет не более 5% от значений, полученных с использованием формулы (3.36).

Влияние тяги и лобового сопротивления на длину разбега

Для расчета влияния тяги силовой установки и лобового сопротивления воспользуемся формулой (3.33). Влияние данных параметров зависит от изменения ускоряющей силы:

$$F_{cp} = P_{cp} - X_{0cp} - X_{i_{cp}} - F_{тр_{cp}}$$

Влияние каждого слагаемого в отдельности зависит от того, какой процент составляет каждое слагаемое от всей ускоряющей силы. КВ тяги СУ на длину разбега равен:

$$K_{P_{L_p}} = \frac{\frac{L_{p2}-1}{L_{p1}}}{\frac{P_{cp2}-1}{P_{cp1}}} = \frac{\frac{F_{x1}-1}{F_{x2}}}{\frac{P_{cp2}-1}{P_{cp1}}} = \frac{\frac{-(P_{cp2}-P_{cp1})}{F_{x2}}}{\frac{P_{cp2}-P_{cp1}}{P_{cp1}}} = -\frac{P_{cp1}}{F_{x2}} = \langle P_{cp} \approx 0,95P \rangle =$$

$$-\frac{0,95P_1}{P_2 - X_{0cp} - X_{i_{cp}} - F_{тр_{cp}}} = -\frac{0,95}{1 + \Delta \hat{P} + (-0,5C_{x0} \frac{G}{C_{y_{отр}}} - 0,5AC_{y_{отр}} G \hat{t}_{отр} - Gf(1 - 0,5\hat{t}_{отр})) / P}$$

$$K_{P_{L_p}} = -\frac{0,95}{1 + \Delta \hat{P} - \frac{X_{0cp} + X_{i_{cp}} + F_{тр_{cp}}}{P}}$$

Раскрывая средние значения сил, получим формулу:

$$K_{P_{L_p}} = -\frac{0,95}{1 + \Delta \hat{P} - \frac{(0,5 \frac{C_{x0}}{C_{y_{отр}}} + 0,5AC_{y_{отр}} \hat{t}_{отр} + f(1 - 0,5\hat{t}_{отр}))}{\bar{P}}} \quad (3.38)$$

Величина коэффициента зависит от процентного изменения тяги.

При $\frac{X_{0cp} + X_{i_{cp}} + F_{тр_{cp}}}{P} \approx 0,1 \dots 0,15$ (характерно при разбеге по бетонной ВПП для ЛА с высокой стартовой тяговооруженностью $\bar{P} > 0,8$) значение K_{P-Lp} можно найти по формуле:

$$K_{P-Lp} = -\frac{0,95}{0,9 + \Delta\hat{P}} \quad (3.39)$$

Значения K_{P-Lp} по формуле (3.36) представлены в таблице 3.34

Таблица 3.34 - Значения K_{P-Lp} в зависимости от $\Delta\hat{P}$ по формуле (3.39)

$\Delta\hat{P}, \%$	1	5	10	15
K_{P-Lp}	-1,04	-1	-0,95	-0,9

Так как на режиме взлета скоростной напор мал, изменение Cx_0 на длину разбега будет влиять незначительно. Покажем это, получив соответствующий КВ:

$$K_{Cx_0-Lp} = \frac{\frac{L_{p2}-1}{L_{p1}}}{\frac{Cx_{02}-1}{Cx_{01}}} = \frac{\frac{Fx_1-1}{Fx_2}}{\frac{Cx_{02}-Cx_{01}}{Cx_{01}}} = \frac{(X_{02}-X_{01})_{cp}}{[P_{cp}-0,5 X_{02}-0,5 X_i \hat{t}_{отр}-Gf(1-0,5 \hat{t}_{отр})]} * \frac{Cx_{01}}{Cx_{02}-Cx_{01}} =$$

$$\frac{0,5(Cx_{02}-Cx_{01})\frac{G}{C_{y\ отр}} * Cx_{01}}{[P_{cp}-0,5 Cx_{01}\frac{G}{C_{y\ отр}}(\Delta\widehat{Cx}_0+1)-0,5AC_{y\ отр}G\hat{t}_{отр}-Gf(1-0,5\hat{t}_{отр})]} * (Cx_{02}-Cx_{01}) =$$

$$\frac{0,5Cx_{01}}{C_{y\ отр}[0,95\bar{P}-0,5\frac{Cx_{01}}{C_{y\ отр}}(\Delta\widehat{Cx}_0+1)-0,5AC_{y\ отр}\hat{t}_{отр}-f(1-0,5\hat{t}_{отр})]}$$

$$K_{Cx_0-Lp} = \frac{X_{0cp}}{[P_{cp}-X_{0cp}(\Delta\widehat{Cx}_0+1)-X_{i_{cp}}-F_{тр_{cp}}]}$$

Раскрывая средние значения сил, получим формулу:

$$K_{Cx_0-Lp} = \frac{0,5Cx_0}{C_{y\ отр}[0,95\bar{P}-0,5\frac{Cx_0}{C_{y\ отр}}(\Delta\widehat{Cx}_0+1)-0,5AC_{y\ отр}\hat{t}_{отр}-f(1-0,5\hat{t}_{отр})]} \quad (3.40)$$

Аналогично получим формулу для $K_{A_{Lp}}$:

$$K_{A_{Lp}} = \frac{X_{i_{cp}}}{\left[P_{cp} - X_{0_{cp}} - X_{i_{cp}} (\Delta \hat{A} + 1) - F_{тр_{cp}} \right]}$$

Раскрывая средние значения сил, получим формулу:

$$K_{A_{Lp}} = \frac{0,5A_{cy_{отр}} \hat{t}_{отр}}{\left[0,95\bar{P} - 0,5 \frac{cx_0}{c_{y_{отр}}} - 0,5A_{cy_{отр}} \hat{t}_{отр} (\Delta \hat{A} + 1) - f(1 - 0,5\hat{t}_{отр}) \right]} \quad (3.41)$$

С помощью формул (3.40) и (3.41) оценим значение соответствующих коэффициентов (таблица 3.35).

Таблица 3.35 – Пример значений $K_{cx_0_{Lp}}$ и $K_{A_{Lp}}$

P, кгс	X ₀ , кгс	G, кгс	P/G	f	$K_{cx_0_{Lp}}$	$K_{A_{Lp}}$
15000	320	14000	1,07	0.03	0,01	0,12
				0.1		
	400	18000	0,83	0.03		0,16
				0.1		

Значение коэффициента $K_{cx_0_{Lp}}$ для самолетов с высокой тяговооруженностью очень мало и его можно не учитывать.

Полученные формулы 3.1-3.41 позволяют оценивать вклад факторов риска в отклонение значений ЛТХ и оценивать вероятность их достижения.

3.2 Влияние массы топлива на летно-технические характеристики

Значение массы топлива **не является** фактором риска. Оно может отклоняться от заложенного в проект значения для обеспечения дальности полета с заданной вероятностью, однако значение массы топлива не обладает вероятностной природой.

Так как этим параметром можно варьировать для выполнения ЛТХ с заданной вероятностью (увеличение массы топлива положительно сказывается на

дальности полета и отрицательно на маневренности, ВПХ, а также ЛТХ, связанных с областью высот и скоростей полета), необходимо найти соответствующие весовые коэффициенты для учета этого параметра при решении системы неравенств (2.8).

КВ массы топлива $K_{m_{T-Fj}}$ для маневренных летно-технических характеристик равен половине $K_{m_{Fj}}$, так как маневренные характеристики обычно рассчитываются при 50% запасе топлива:

$$K_{m_{T-Fj}} = 0.5 * K_{m_{Fj}}$$

Для дальности полета КВ будет отличаться, так как помимо прибавившейся массы также увеличивается запасенная энергия на борту ЛА.

Из формулы (3.30) при условии сохранения $\frac{KV}{C_e}$ от изменения массы, $K_{m_{T-L}}$ будет равен:

$$K_{m_{T-L}} = \frac{\frac{L_2-1}{L_1}}{\frac{m_{T2}-1}{m_{T1}}} = \frac{\frac{\ln\left(\frac{1}{1-\frac{m_{T2}}{m_2}}\right)-1}{\ln\left(\frac{1}{1-\frac{m_{T1}}{m_1}}\right)-1}}{\Delta\hat{m}_T} = \frac{\frac{\ln\left(\frac{1}{1-\frac{m_{T1}+\Delta m_T}{m_1+\Delta m_T}}\right)-1}{\ln\left(\frac{1}{1-\frac{m_{T1}}{m_1}}\right)-1}}{\Delta\hat{m}_T} = \frac{\frac{\ln\left(\frac{1}{\frac{m_1-m_{T1}}{m_1+\Delta m_T}}\right)-1}{\ln\left(\frac{1}{1-\frac{m_{T1}}{m_1}}\right)-1}}{\Delta\hat{m}_T} = \frac{\frac{\ln\left(\frac{1}{\left(\frac{\frac{1}{\bar{m}_T}-1\right)}{\frac{1}{\bar{m}_T}+\Delta\hat{m}_T}\right)}\right)-1}{\ln\left(\frac{1}{1-\bar{m}_T}\right)-1}}{\Delta\hat{m}_T}$$

$$K_{m_{T-L}} = \frac{\ln\left(\frac{1}{\left(\frac{\frac{1}{\bar{m}_T}-1\right)}{\frac{1}{\bar{m}_T}+\Delta\hat{m}_T}\right)}\right)-1}{\ln\left(\frac{1}{1-\bar{m}_T}\right)-1} \Delta\hat{m}_T \quad (3.42)$$

Результаты расчета значений $K_{m_{T-L}}$ представлены в таблице 3.36.

Таблица 3.36 - Значения K_{m_L}

$\Delta\hat{m}, \%$	$\bar{m}_T, \%$				
	20	25	30	35	40
1	0,9	0,87	0,84	0,81	0,78
5	0,89	0,86	0,83	0,81	0,78
10	0,89	0,86	0,83	0,8	0,77

Увеличение массы топлива может привести к дополнительному росту массы конструкции и увеличению сопротивления, поэтому необходимо учитывать соответствующие корреляционные коэффициенты K_{m_T-m} и $K_{m_T-Cx_0}$, отражающие вклад изменения массы топлива в увеличение массы конструкции, топливной системы и увеличение Cx_0 .

Система неравенств (2.8) в этом случае примет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta\hat{V}_{max} \leq \dots + 0,5 * K_{m_{Vmax}} * \Delta\hat{m}_T + \Delta\hat{m}_T * (K_{m_T-Cx_0} * K_{Cx_0-Vmax} + K_{m_T-m} * K_{m_{Vmax}}) \\ \Delta\hat{H}_{max} \leq \dots + 0,5 * K_{m_{Hmax}} * \Delta\hat{m}_T + \Delta\hat{m}_T * (K_{m_T-Cx_0} * K_{Cx_0-Vmax} + K_{m_T-m} * K_{m_{Vmax}}) \\ \Delta\hat{V}_y \leq \dots + 0,5 * K_{m_{Vy}} * \Delta\hat{m}_T + \Delta\hat{m}_T * (K_{m_T-Cx_0} * K_{Cx_0-Vmax} + K_{m_T-m} * K_{m_{Vmax}}) \\ \Delta\hat{n}_y \leq \dots + 0,5 * K_{m_{ny}} * \Delta\hat{m}_T + \Delta\hat{m}_T * (K_{m_T-Cx_0} * K_{Cx_0-Vmax} + K_{m_T-m} * K_{m_{Vmax}}) \\ \Delta\hat{t}_p \leq \dots + 0,5 * K_{m_{tp}} * \Delta\hat{m}_T + \Delta\hat{m}_T * (K_{m_T-Cx_0} * K_{Cx_0-Vmax} + K_{m_T-m} * K_{m_{Vmax}}) \\ \Delta\hat{L}_{max} \leq \dots + K_{m_{TL}} * \Delta\hat{m}_T + \Delta\hat{m}_T * (K_{m_T-Cx_0} * K_{Cx_0-Vmax} + K_{m_T-m} * K_{m_{Vmax}}) \end{array} \right.$$

На начальной стадии проектирования может быть заложен запас объема самолета на размещение некоторого дополнительного количества топлива, без изменения теоретических обводов. Такое решение имеет свои плюсы и минусы – с одной стороны ЛА обладает несколько большим весом конструкции и аэродинамическим сопротивлением, с другой стороны увеличение запаса топлива не приводит к изменению теоретических обводов при дальнейшем проектировании. При выполнении условий базирования (взлет с аэродрома заданного класса), такое решение может быть целесообразно для ЛА, у которых дальность полета является ключевой летно-технической характеристикой

(самолеты дальней авиации, фронтовые бомбардировщики). В этом случае значения $K_{m_T - m}$ и $K_{m_T - Cx_0}$ будут равны 0.

В остальных случаях увеличение массы топлива на различных стадиях проектирования будет приводить к росту массы и увеличению сопротивления. Примером таких модернизаций и модификаций могут служить самолеты F-15E, F-16 E/F, МиГ-21БИС, МиГ-29СМТ и др. (рисунки 3.18 – 3.20).



Рисунок 3.18 – Увеличение запаса топлива при модификации F-16 (слева F-16А, справа F-16 E/F)



Рисунок 3.19 – Увеличение запаса топлива при модернизации МиГ-21 (слева МиГ-21Ф-13, справа МиГ-21БИС)



Рисунок 3.20 – Увеличение запаса топлива при модернизации F-15 (слева F-15A, справа F-15E)

Из описанного выше можно сделать вывод, что корреляционные коэффициенты K_{m_T-m} и $K_{m_T-cx_0}$ должны рассчитываться в каждом случае особо (с помощью САПР).

ГЛАВА 4. ПРИМЕНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЯ К РЕШЕНИЮ ЗАДАЧ ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ

4.1 Верификация полученных формульных зависимостей. Анализ чувствительности летно-технических характеристик к факторам риска

Верификация формульных зависимостей произведена путем сравнения значений коэффициентов влияния по формулам из главы №3 с коэффициентами влияния, полученными при помощи программы расчета ЛТХ, разработанной в ОКБ Сухого для автоматизации проектных работ (рисунок 4.1). Расчет КВ с помощью программы произведен путем численного решения систем уравнений движения ЛА при варьировании исходных данных в заданном диапазоне.

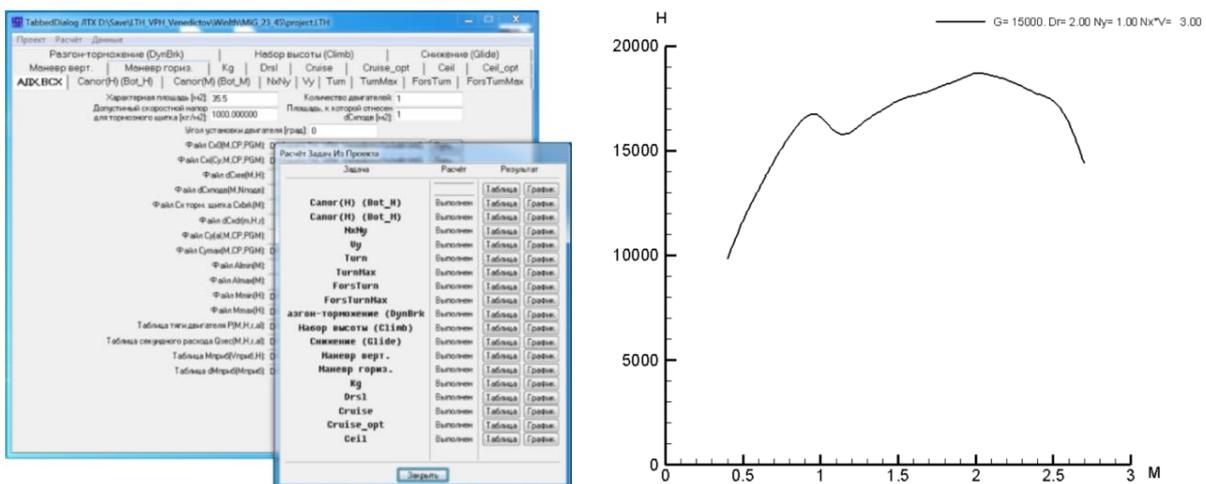


Рисунок 4.1 - Программа расчета ЛТХ

Программа расчета ЛТХ использует в качестве исходных данных весовые, аэродинамические характеристики ($C_{x0}(M)$, $C_{xi}(C_y, M)$, $C_{y\text{доп}}(M)$, C_y^a) и характеристики силовой установки $P(H, M, Dr)$ $Q_c(H, M, Dr)$, а также некоторые ограничения (q_{max} , $n_{u\text{max}}$) и константы.

Графики $C_{x0}(M)$, $C_{xi}(C_y, M)$, $C_{y\text{доп}}(M)$ C_y^a , $P(H, M, Dr)$, $Q_c(H, M, Dr)$ оцифрованы из книг практических аэродинамик [36, 38, 40, 41] с помощью программы Graph2Digit (рисунок 4.2).

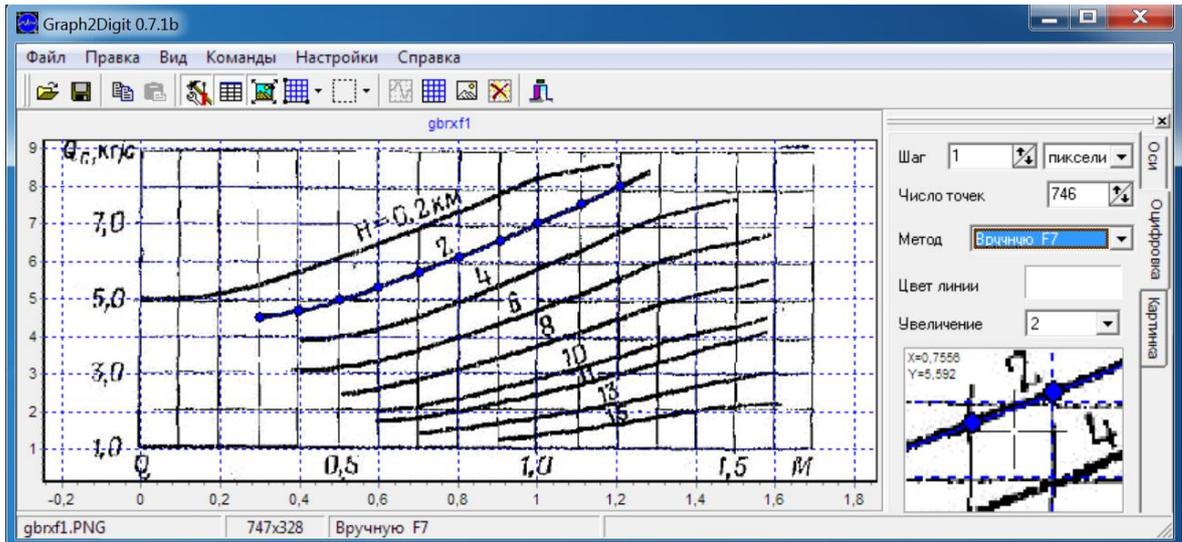


Рисунок 4.2 - Оцифровка графика секундного расхода топлива

Для проведения расчетов был разработан алгоритм, позволивший автоматизировать вычисления. Код алгоритма написан на языке программирования PYTHON и автоматизирует расчетные действия программ с помощью установленного модуля AutoIt. Общая схема показана на рисунке 4.3.

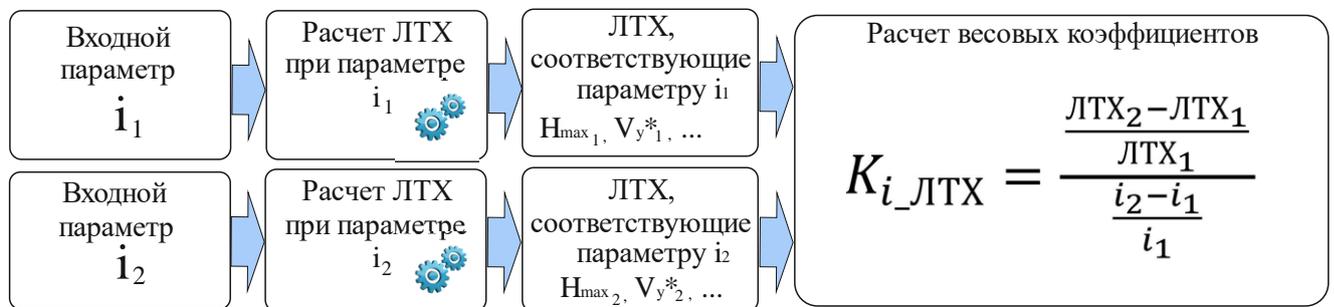


Рисунок 4.3 - Схема вычисления КВ

В таблице 4.2, 4.3 и на рисунках 4.4 - 4.25 представлены результаты расчета КВ программным способом. Характеристики АК, принимаемые в расчетах, представлены в таблице 4.1. На рисунках 4.4 - 4.25 символом « — » обозначены значения КВ, полученные по формулам из главы 3.

Таблица 4.1 - Характеристики ЛА, принимаемые в расчетах

Авиационный комплекс	МиГ-29	МиГ-25РБ	МиГ-23МЛ (72°)	МиГ-23МЛ (45°)	МиГ-23МЛ (16°)	Су-27	Су-25	Су-24 (69°)	Су-24 (45°)	Су-24 (16°)
Весовые параметры										
Масса в расчетах ЛТХ (кроме дальности полета), кг	15000	24000	12000	12000	12000	21200	13000	25000	25000	25000
Масса в расчетах дальности полета, кг	-	-	-	-	-	27000	13000	31500	31500	31500
Масса топлива в расчете дальности полета, кг	-	-	-	-	-	9000	2400	7950	7950	7950
Параметры крыла										
Площадь крыла, м ²	38	61,5	34,16	35,3	37,27	62	30,1	51	53	55,18
Удлинение	3,39	2,94	1,77	3,43	5,26	3,5	6	2,11	3,9	5,64
Стреловидность по передней кромке, град.	42	41	74	47	18	42	20	69	45	16
Характеристики силовой установки										
Двигатель	2хРД-33	2хР-15-300	Р-35	Р-35	Р-35	2хАл-31Ф	2хР-95Ш	2хАл-21Ф-3	2хАл-21Ф-3	2хАл-21Ф-3
Тяга двигателей на режиме ПФ (Н=0, М=0), кгс	16000	22400	12500	12500	12500	25000	8200	22400	22400	22400
Расчет области высот и скоростей полета, маневренных характеристик										
Стартовая тяговооруженность	1,07	0,93	1,04	1,04	1,04	1,18	0,63	0,90	0,90	0,90
Нагрузка на крыло, кг/м ²	395	390	351	340	322	342	432	490	472	453
Расчет дальности полета										
Стартовая тяговооруженность	-	-	-	-	-	0,93	0,63	0,71	0,71	0,71
Нагрузка на крыло, кг/м ²	-	-	-	-	-	435	432	618	594	571
Относительная масса топлива	-	-	-	-	-	0,35	0,23	0,31	0,31	0,31

Таблица 4.2 - КВ для m и C_{x0} по исследуемым АК

																						
	Су-27		МиГ-29		МиГ-23МЛ (72°)		МиГ-23МЛ (45°)		МиГ-23МЛ (16°)		Су-27		МиГ-29		МиГ-23МЛ (72°)		МиГ-23МЛ (45°)		МиГ-23МЛ (16°)			
ЛТХ	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}		
Максимальная скорость полета	-0,07	-0,81	-0,09	-0,71	н/д	-	н/д	-	-0,11	-0,85	-0,01	-0,17	-0,33	-0,45	-0,34	-0,41	-0,33	-0,34	-0,36	-0,05	-0,35	-0,09
Практический потолок	-0,33	-0,45	-0,34	-0,41	н/д	-	н/д	-	-0,36	-0,05	-0,35	-0,09	-0,91	-0,37	-0,47	-0,91	-0,98	-0,53	-0,91	-0,45	-0,91	-0,09
Максимальная скороподъемность	-0,91	-0,37	-0,91	-0,47	-1,02	-0,47	-0,98	-0,53	-0,91	-0,1	-0,91	-0,09	н/д	-	н/д	-	н/д	-	н/д	-	н/д	-
Дальность полета, L	-1,11	-0,25	н/д	-	н/д	-	н/д	-	н/д	-	н/д	-	н/д	-	н/д	-	н/д	-	н/д	-	н/д	-
Перегрузка установившегося виража	-0,91	-0,09	-0,91	-0,09	-0,91	-0,11	-0,91	-0,11	-0,91	-0,1	-0,91	-0,09	н/д	-	н/д	-	н/д	-	н/д	-	н/д	-
Время разгона	1,09	0,26	1,08	0,27	1,22	0,24	1,11	0,28	1,02	0,35	1,06	0,3	1,06	0,35	1,06	0,3	1,06	0,35	1,06	0,3	1,06	0,3

																				
	МиГ-25РБ		Су-25		Су-24 (69°)		Су-24 (45°)		Су-24 (16°)		Су-25		Су-24 (69°)		Су-24 (45°)		Су-24 (16°)		Су-25	
ЛТХ	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}	Масса	C_{x0}
Максимальная скорость полета	н/д	-	-0,02	-0,24	н/д	-	-0,02	-0,18	-0,02	-0,14	н/д	-	н/д	-	-0,02	-0,18	-0,02	-0,14	н/д	-
Практический потолок	-0,27	-0,21	-0,42	-0,15	-0,41	-	-0,48	-0,11	-0,45	-0,07	-0,27	-0,21	-0,42	-0,15	-0,41	-	-0,48	-0,11	-0,45	-0,07
Максимальная скороподъемность	-0,96	-0,43	-0,94	-0,46	-0,98	-0,39	-0,96	-0,45	-0,94	-0,41	-0,96	-0,43	-0,94	-0,46	-0,98	-0,39	-0,96	-0,45	-0,94	-0,41
Дальность полета, L	н/д	-	-0,98	-0,76	-1,06	-0,62	-0,97	-0,57	-1,14	-0,74	н/д	-	н/д	-	н/д	-	н/д	-	н/д	-
Перегрузка установившегося виража	-0,91	-0,21	-0,91	-0,26	-0,91	-0,19	-0,91	-0,14	-0,91	-0,18	-0,91	-0,21	-0,91	-0,26	-0,91	-0,14	-0,91	-0,14	-0,91	-0,18
Время разгона	1,06	0,35	1,05	0,35	1,19	0,31	1,11	0,22	1,06	0,3	1,06	0,35	1,06	0,35	1,06	0,22	1,06	0,35	1,06	0,3

■ - дозвуковые ЛА (дозвуковые режимы полета); ■ - $K_{m_{Fj}}$; ■ - $K_{C_{x0}_{Fj}}$;

Условия расчета:

Дальность полета без ПТБ с полными внутренними баками;

Перегрузка установившегося виража на высоте 1000м $M=0.8$ (*для Су-25 $M=0.6$);

Время разгона у земли 600-1100 км/ч (**для Су-25 500-800 км/ч).

Таблица 4.3 - КВ для Р и Q по исследуемым АК

																																				
	Су-27						МиГ-29						МиГ-23МЛ (72°)						МиГ-23МЛ (45°)						МиГ-23МЛ (16°)											
ЛТХ	Тяга СУ			Удельный расход			Тяга СУ			Удельный расход			Тяга СУ			Удельный расход			Тяга СУ			Удельный расход			Тяга СУ			Удельный расход								
Максимальная скорость полета	0,92			-	-	-	0,75			-	-	-	н/д	-	-	-	-	-	0,79			-	-	-	0,14			-	-	-	0,21			-	-	-
Практический потолок	0,72			-	-	-	0,59			-	-	-	0,59			-	-	-	0,15			-	-	-	0,21			-	-	-	0,21			-	-	-
Максимальная скороподъемность	1,37			-	-	-	1,43			-	-	-	1,5			-	-	-	1,32			-	-	-	1,38			-	-	-	1,38			-	-	-
Дальность полета, L	-	-	-	-0,91			-	-	-	н/д	-	-	-	-	-	н/д	-	-	-	-	-	н/д	-	-	-	-	-	н/д	-	-	н/д	-	-			
Перегрузка установившегося виража	0,47			-	-	-	0,39			-	-	-	0,63			-	-	-	0,48			-	-	-	0,31			-	-	-	0,31			-	-	-
Время разгона	-1,4			-	-	-	-1,34			-	-	-	-1,43			-	-	-	-1,47			-	-	-	-1,51			-	-	-	-1,51			-	-	-
																																				
	МиГ-25РБ						Су-25						Су-24 (69°)						Су-24 (45°)						Су-24 (16°)											
ЛТХ	Тяга СУ			Удельный расход			Тяга СУ			Удельный расход			Тяга СУ			Удельный расход			Тяга СУ			Удельный расход			Тяга СУ			Удельный расход								
Максимальная скорость полета	н/д	-	-	-	-	-	0,26			-	-	-	н/д	-	-	-	-	-	0,19			-	-	-	0,15			-	-	-	0,15			-	-	-
Практический потолок	0,32			-	-	-	0,33			-	-	-	0,71			-	-	-	0,29			-	-	-	0,26			-	-	-	0,26			-	-	-
Максимальная скороподъемность	1,46			-	-	-	1,46			-	-	-	1,45			-	-	-	1,49			-	-	-	1,43			-	-	-	1,43			-	-	-
Дальность полета, L	-	-	-	н/д	-	-	-	-	-	-0,91			-	-	-	-0,91			-	-	-	-0,91			-	-	-	-0,91			-	-	-			
Перегрузка установившегося виража	0,75			-	-	-	0,7	*		-	-	-	0,74			-	-	-	0,48			-	-	-	0,57			-	-	-	0,57			-	-	-
Время разгона	-1,56			-	-	-	-1,58			-	-	-	-1,59			-	-	-	-1,48			-	-	-	-1,52			-	-	-	-1,52			-	-	-

 - дозвуковые ЛА (дозвуковые режимы полета);  - $K_{P_{Fj}}$;  - $K_{C_{уд}_{Fj}}$;

Условия расчета:

Дальность полета без ПТБ с полными внутренними баками;

Перегрузка установившегося виража на высоте 1000м $M=0.8$ (*для Су-25 $M=0.6$);

Время разгона у земли 600-1100 км/ч (**для Су-25 500-800 км/ч).

Влияние параметров на практический потолок отображено на рисунках 4.4 - 4.7.

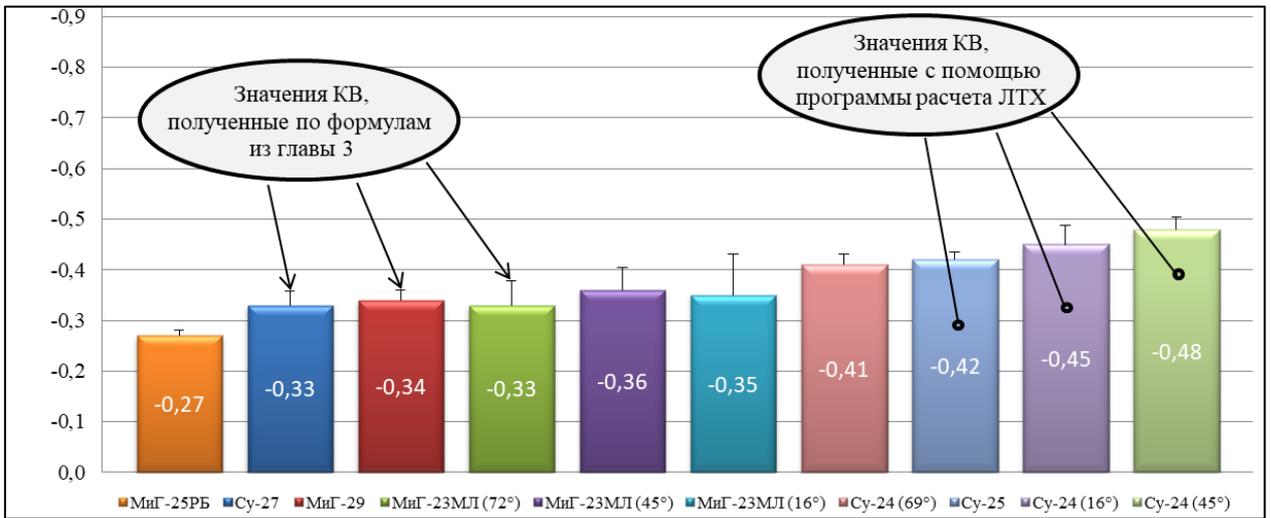


Рисунок 4.4 - Значения $K_{t_{Hmax}}$

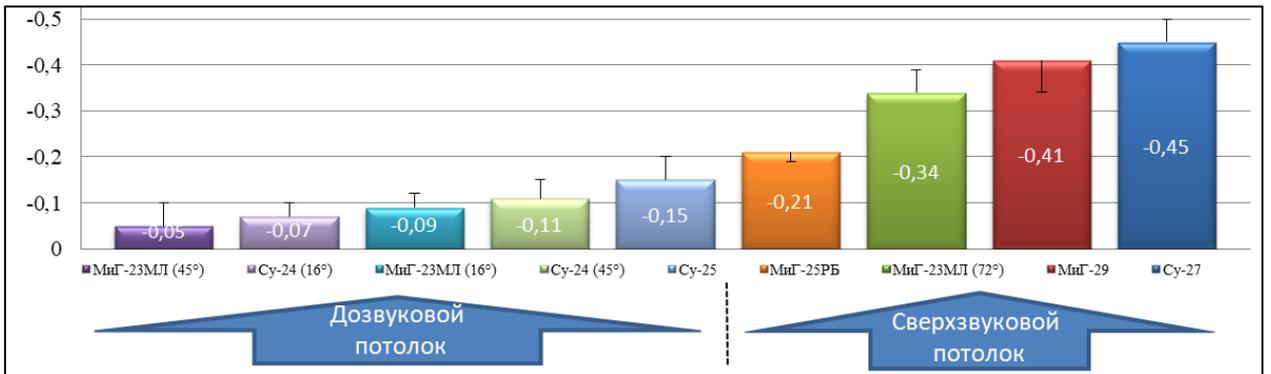


Рисунок 4.5 - Значения $K_{cx0_{Hmax}}$

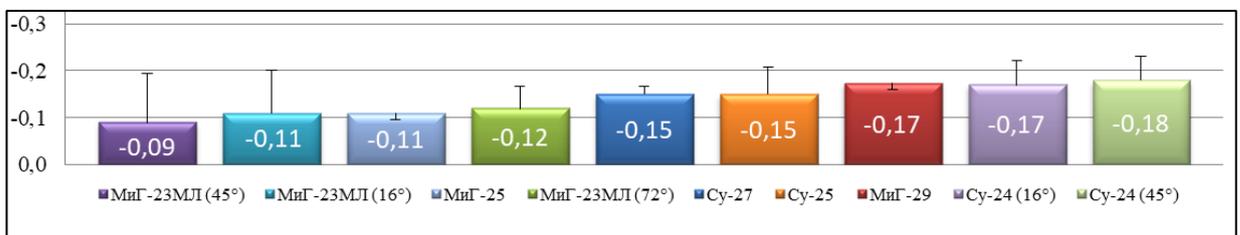


Рисунок 4.6 - Значения $K_{A_{Hmax}}$

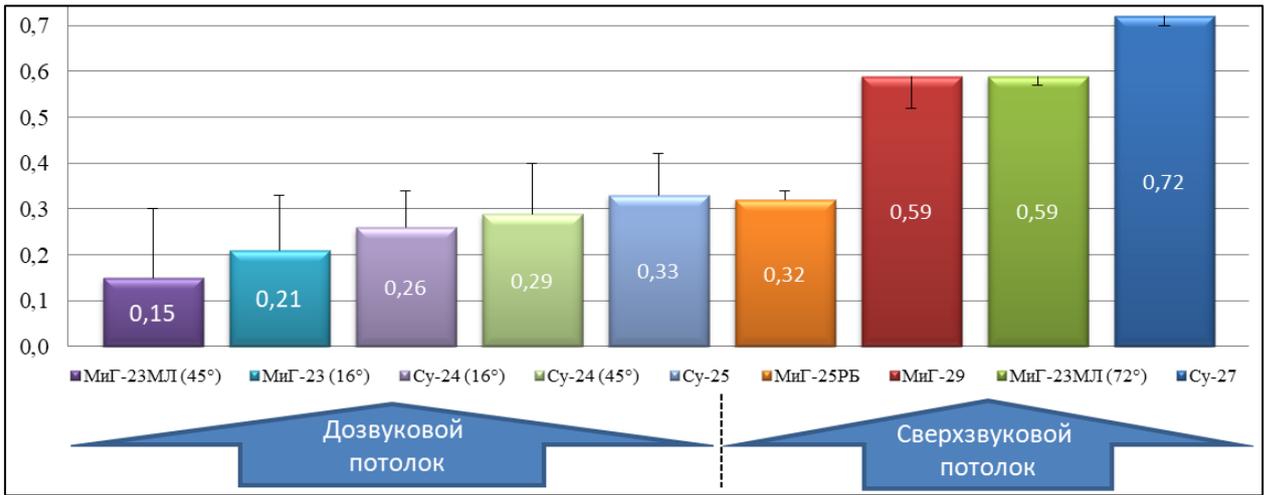


Рисунок 4.7 - Значения K_{p_Hmax}

Влияние параметров на максимальную скороподъемность отображено на рисунках 4.8 - 4.11.

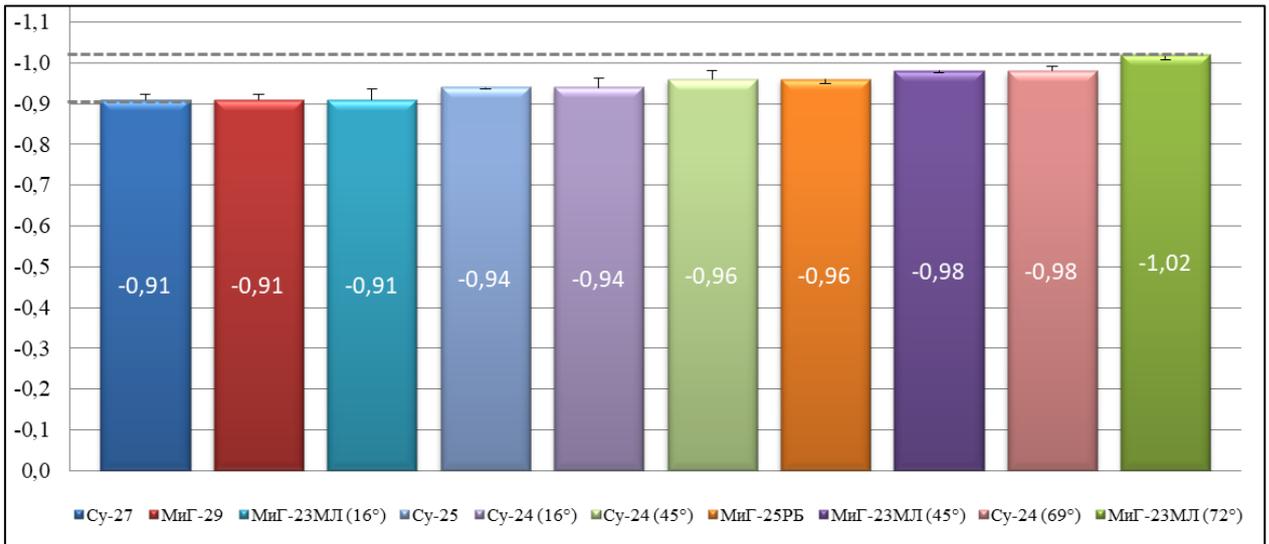


Рисунок 4.8 - Значения $K_{m_vy^*}$

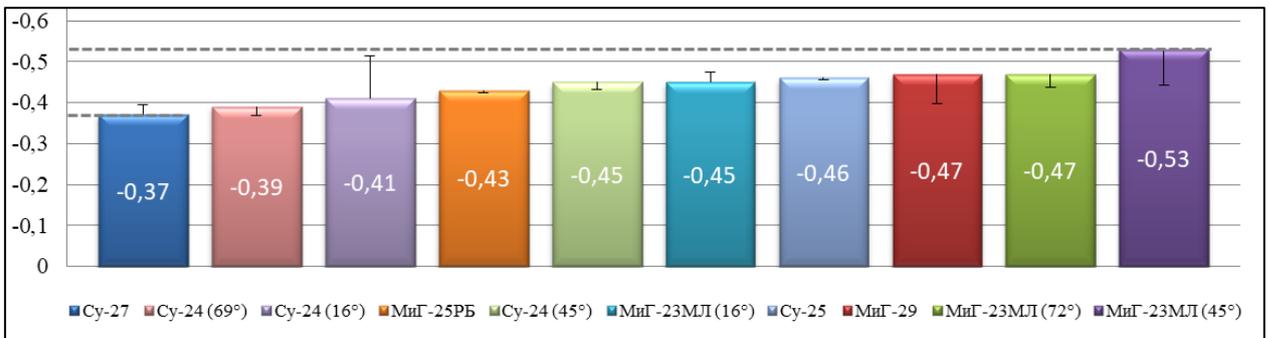


Рисунок 4.9 - Значения $K_{C_{x0}_Vy^*}$

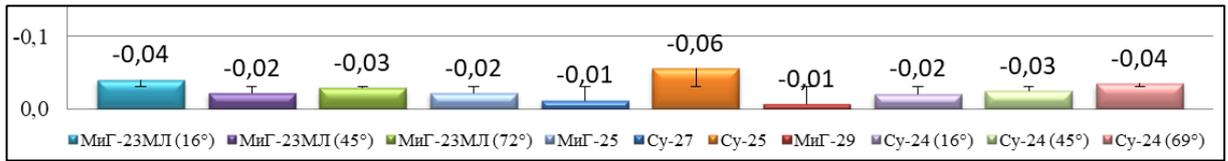


Рисунок 4.10 - Значения $K_{A_{Vy}^*}$

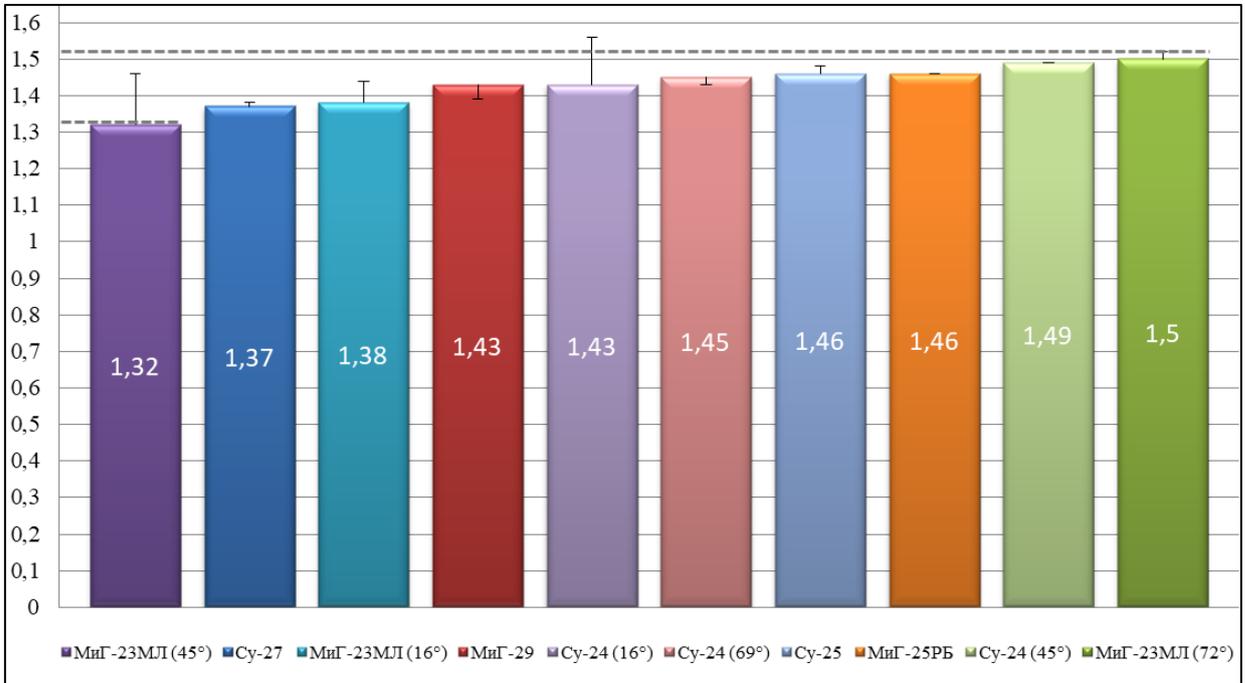


Рисунок 4.11 - Значения $K_{R_{Vy}^*}$

Влияние параметров на максимальную дальность полета отображено на рисунках 4.12 - 4.15.

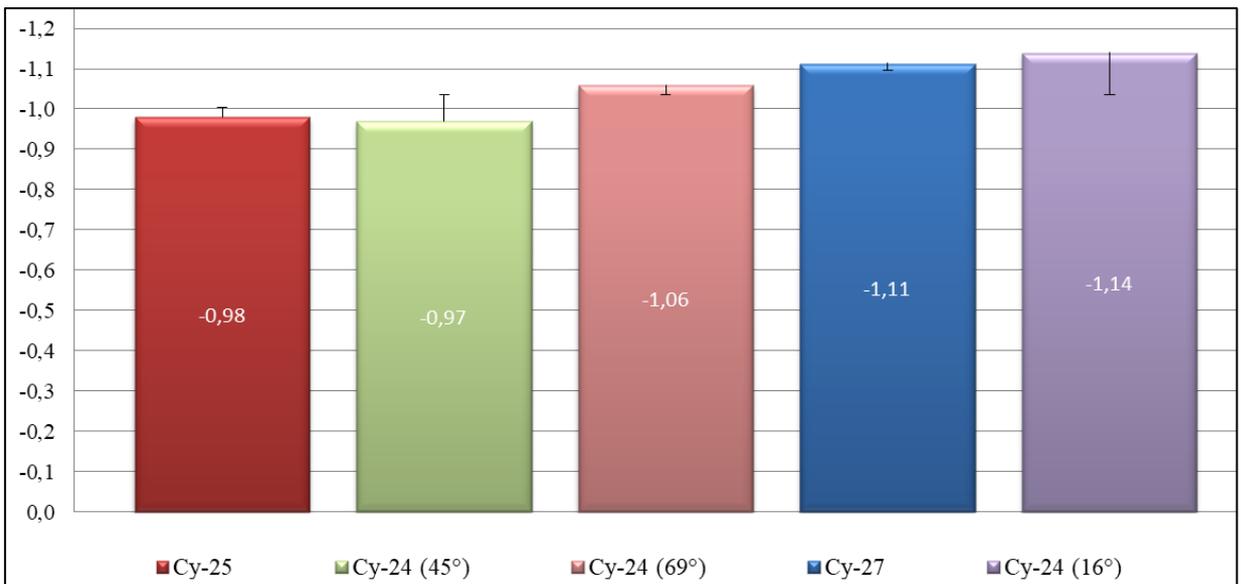
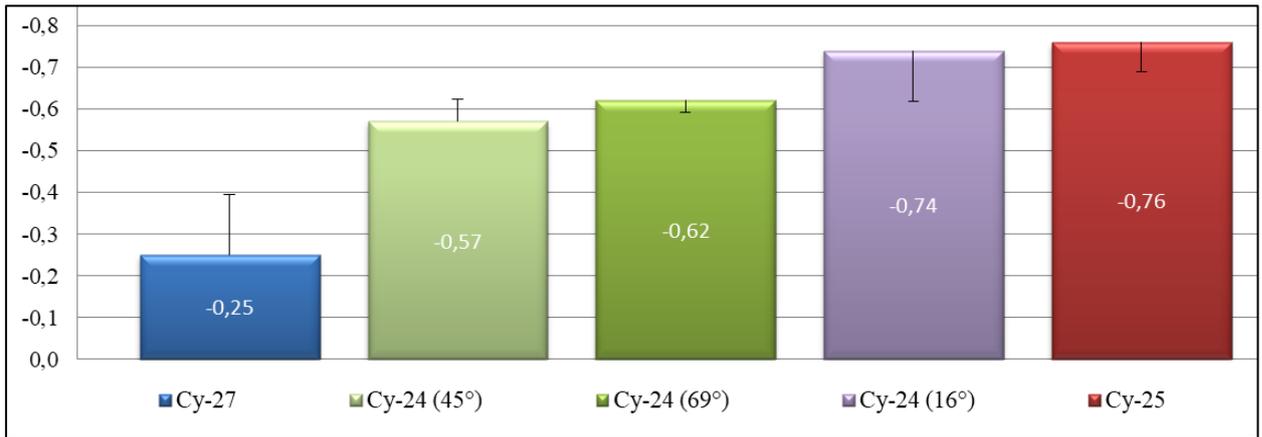
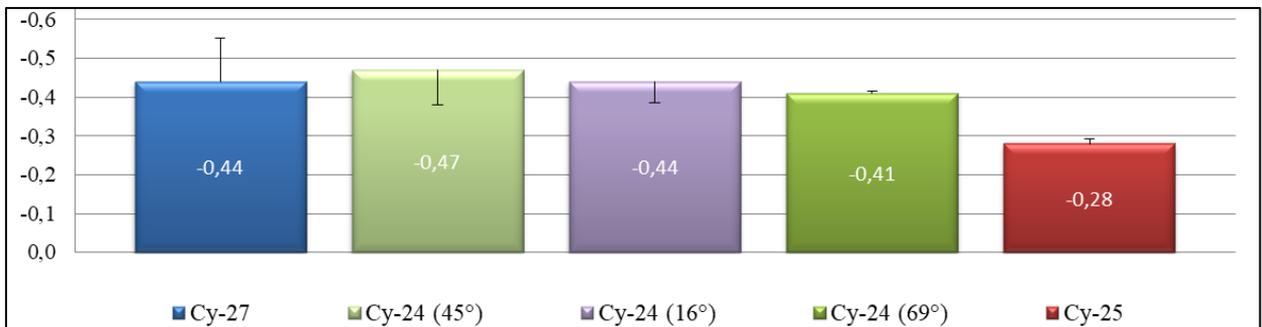
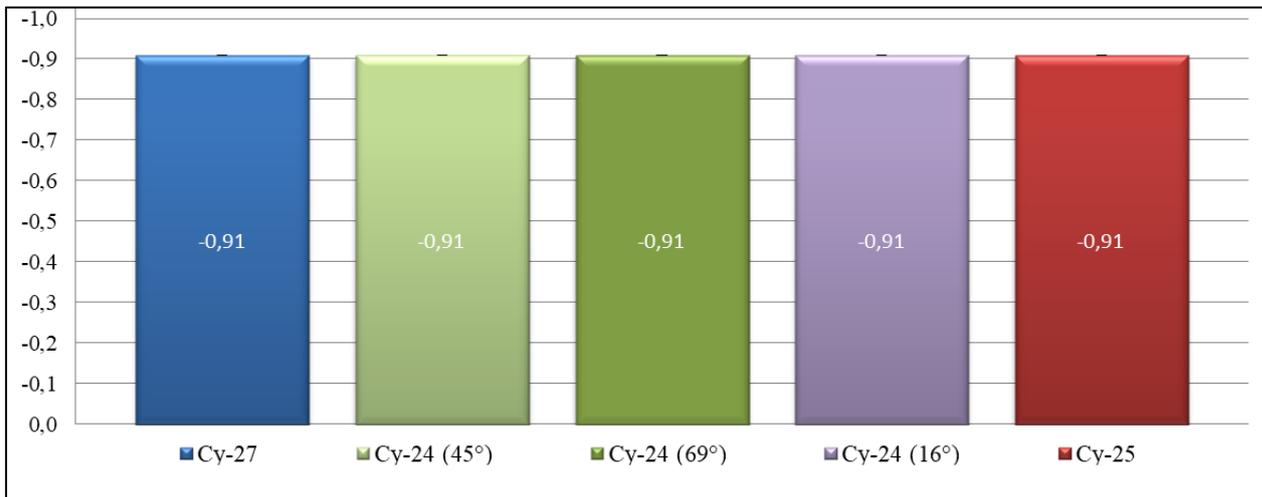
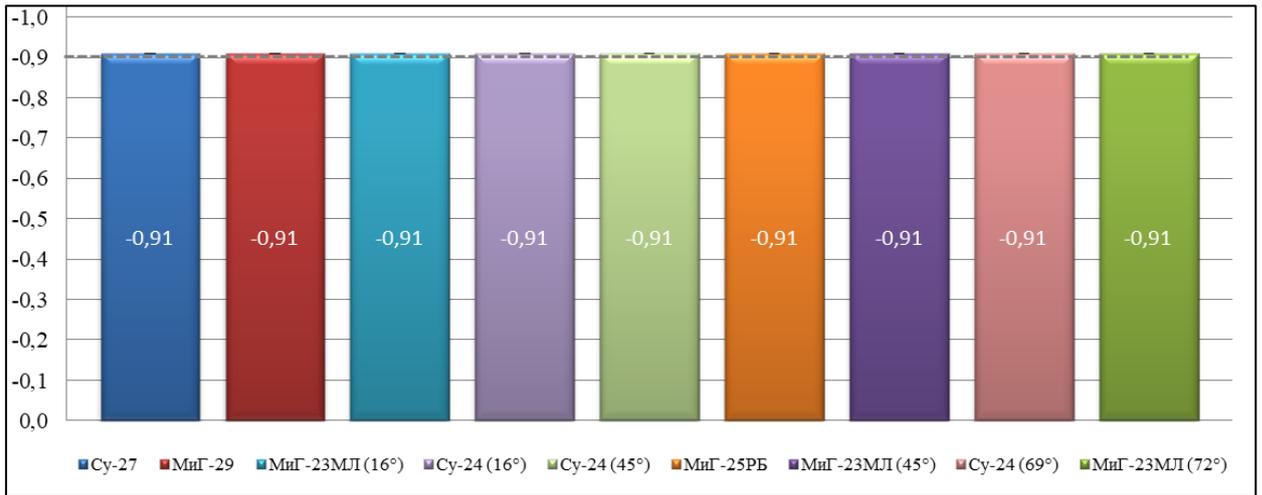
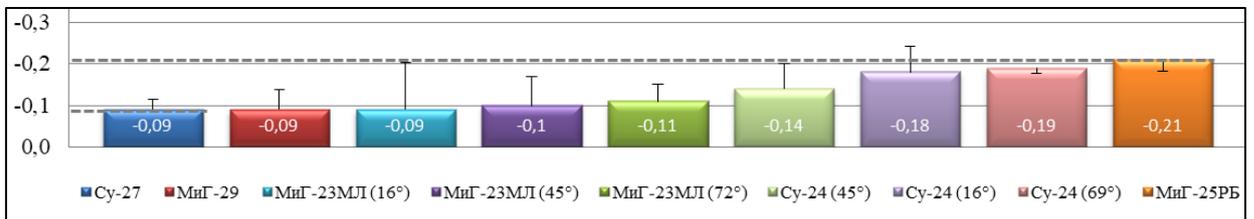
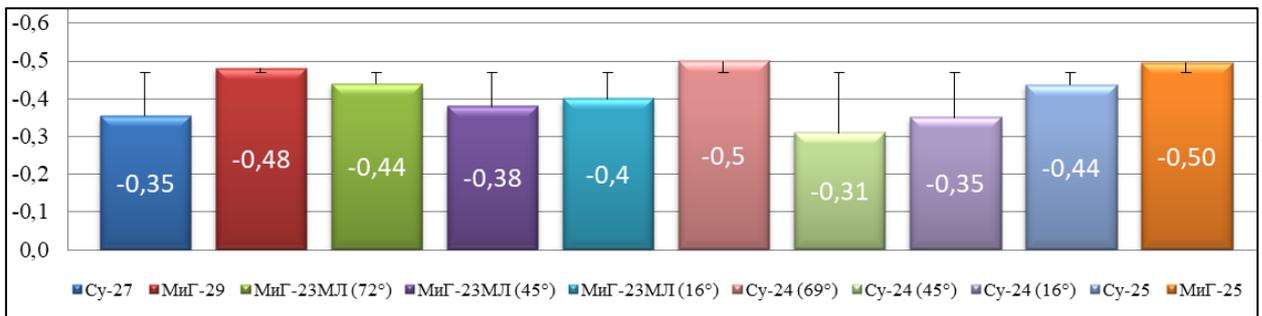
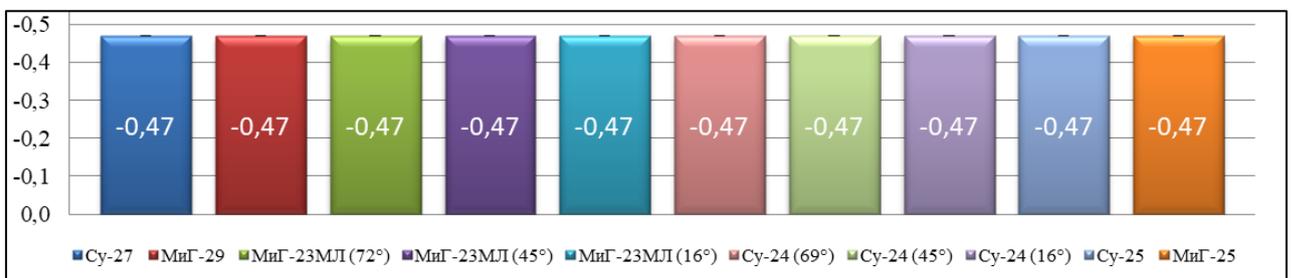


Рисунок 4.12 - Значения $K_{m_{Lmax}}$

Рисунок 4.13 - Значения $K_{C_{x_0}L_{max}}$ Рисунок 4.14 - Значения $K_{A_L_{max}}$ Рисунок 4.15 - Значения $K_{C_{уд}L_{max}}$

Влияние параметров на перегрузку установившегося выража отображено на рисунках 4.16 - 4.21.

Рисунок 4.16 - Значения $K_{m_{n_{уст}}}$ Рисунок 4.17 - Значения $K_{C_{x_0-n_{уст}}}$ Рисунок 4.18 - Значения $K_{A_{n_{уст}}}$ (без аппроксимации поляры в окрестности расчетной точки симметричной параболой)Рисунок 4.19 - Значения $K_{A_{n_{уст}}}$ (с аппроксимацией поляры в окрестности расчетной точки симметричной параболой)

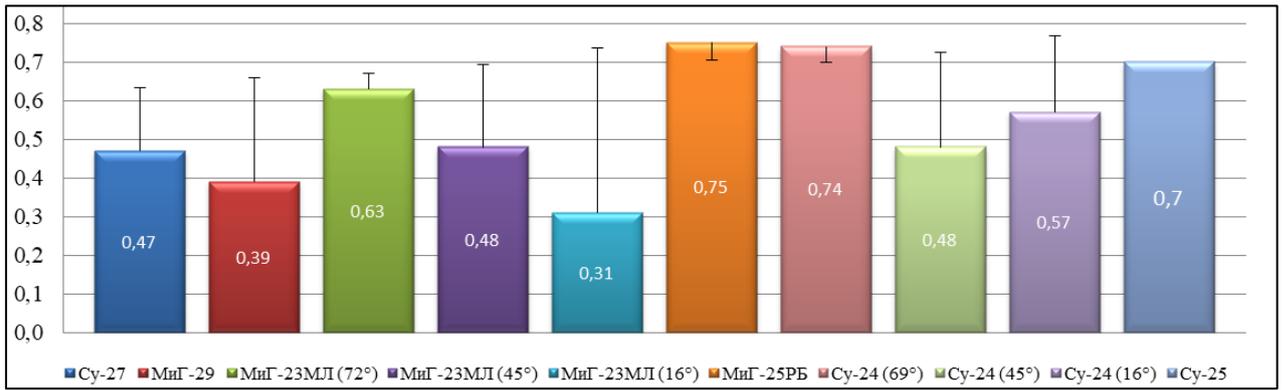


Рисунок 4.20 - Значения $K_{P_{ny_{уст}}}$ (без аппроксимации поляры в окрестности расчетной точки симметричной параболой)

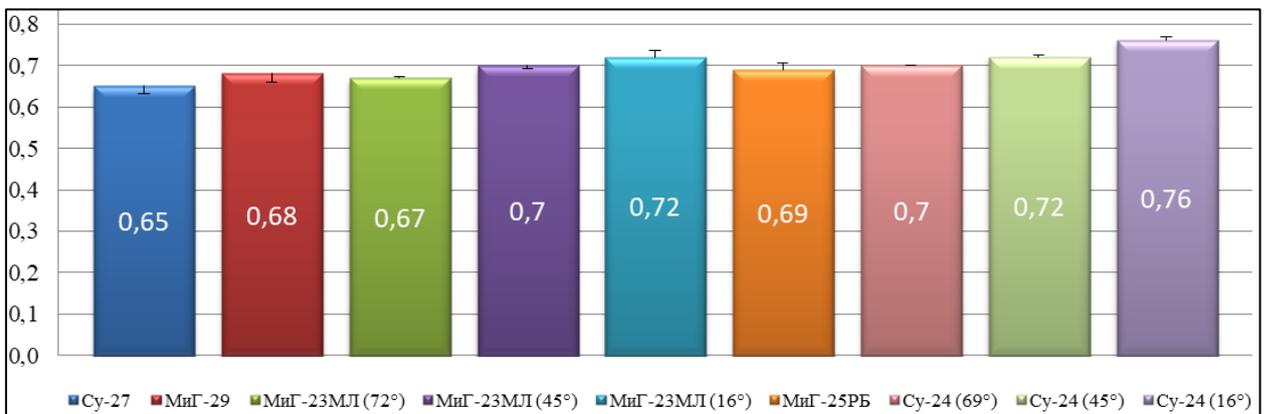


Рисунок 4.21 - Значения $K_{P_{ny_{уст}}}$ с аппроксимацией поляры в окрестности расчетной точки симметричной параболой)

Влияние параметров на время разгона отображено на рисунках 4.22 - 4.25.

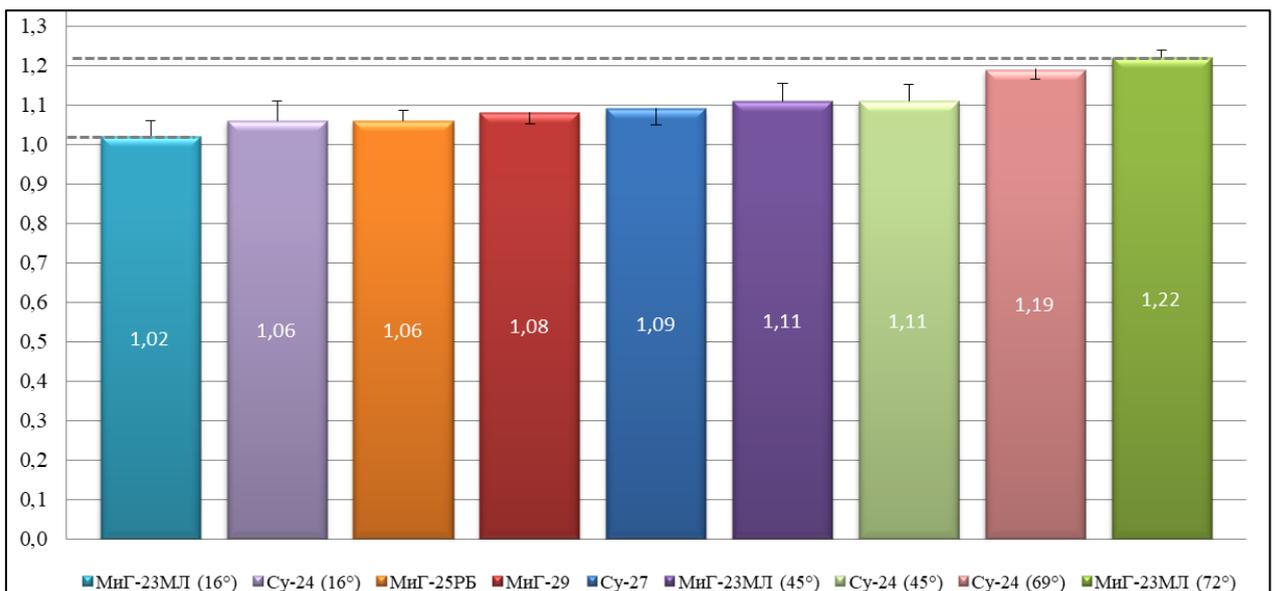
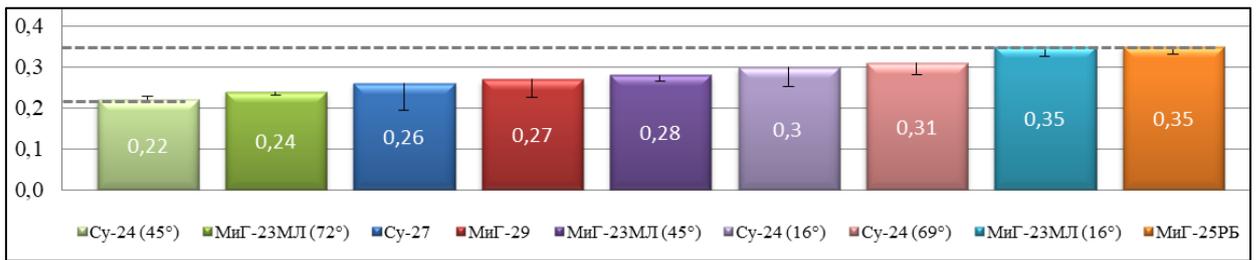
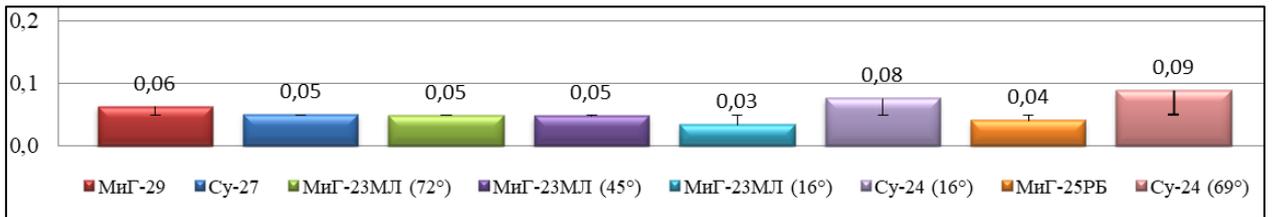
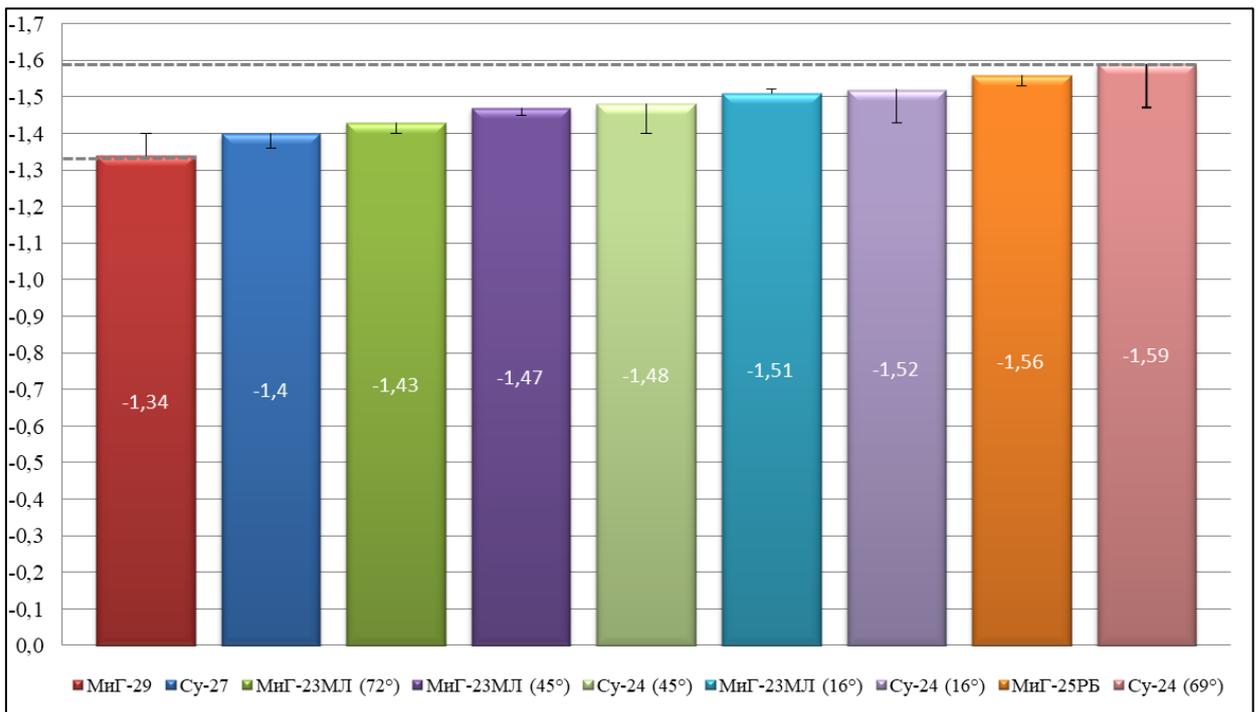


Рисунок 4.22 - Значения $K_{m_{t_{разг}}}$

Рисунок 4.23 - Значения $K_{C_{x_0-t_{разг}}}$ Рисунок 4.24 - Значения $K_{A-t_{разг}}$ Рисунок 4.25 - Значения $K_{P-t_{разг}}$

В таблице 4.4 и 4.5 представлены отклонения расчетов КВ по формулам из главы 3 относительно численных расчетов КВ.

Таблица 4.4 – Максимальное абсолютное значение погрешности КВ, %

	V_{max}	H_{max}	V_y^*	L_{max}	$n_{y\text{ уст}}$	$t_{разг}$
m	3	8	3	10	0	8
Cx ₀	-	7	10	15	11	7
A	4	10	3	11	15	4
P	-	15	14	-	2	12
Q	-	-	-	0	-	-

Таблица 4.5 – Среднее арифметическое абсолютных значений погрешности КВ, %

	V_{max}	H_{max}	V_y^*	L_{max}	$n_{y\text{ уст}}$	$t_{разг}$
m	1	3	1	5	0	4
Cx ₀	-	4	4	10	5	3
A	2	5	1	7	7	1
P	-	8	4	-	1	5
Q	-	-	-	0	-	-

Анализ погрешностей, представленный в таблице 4.4 и 4.5 показал, что полученные аналитическим путем КВ подтверждаются численными расчетами, при этом средняя арифметическая погрешность абсолютного значения КВ не превышает 0,1 (погрешность рассчитываемых ЛТХ не превышает 10%, таблица 4.5), а для большей части рассматриваемых ЛТХ – не превышает 0,05. Абсолютные погрешности, указанные в таблицах №4.4 и №4.5, связаны с принятыми допущениями при выводе коэффициентов через формулы.

Сведем рассчитанные КВ в таблицу 4.6, процентное изменение ЛТХ представлено в таблице 4.7.

Таблица 4.6 - Диапазоны КВ для рассмотренных самолетов ОТА

ЛТХ	$K_{m_ЛТХ}$	$K_{C_{x_0_ЛТХ}}$	$K_{P_ЛТХ}$
Максимальная скорость полета	-0,1	$M_{max} < 1: 0,1 \dots -0,25$	$M_{max} < 1: 0,1 \dots 0,2$
Практический потолок	0,25...0,6 (см. п.3.1.2)	$M_{max} < 1: -0,05 \dots -0,2$ $M_{max} > 1: -0,15 \dots -0,5$	$M_{max} < 1: 0,15 \dots 0,3$ $M_{max} > 1: 0,3 \dots 0,7$
Максимальная скороподъемность	-0,9...-1,05	-0,35...-0,55	1,3...1,5
Дальность полета (по потолкам)	-0,4...-1,15	-0,4...-0,8	0,9...0,95
Перегрузка установившегося виража (H=1000м, M=0.8)	-0,91	-0,05...-0,2	0,6...0,8
Время разгона (600-1100км/ч, у земли)	1...1,25	-0,2...-0,35	1,3...1,6
Длина разбега	2,1...2,5	0,05	-0,9...1,2

Таблица 4.7 - Процентное изменение ЛТХ

ЛТХ	При увеличении массы на 10%:	При увеличении C_{x_0} на 10%:	При уменьшении тяги на 10%:
Максимальная скорость полета	1%	$M_{max} < 1: 1 \dots 2,5\%$	$M_{max} < 1: 1 \dots 2\%$
Практический потолок	уменьшается на 630 м.	$M_{max} < 1: 0,5 \dots 2\%$ $M_{max} > 1: 1,5 \dots 5\%$	$M_{max} < 1: 1,5 \dots 3\%$ $M_{max} > 1: 3 \dots 7\%$
Максимальная скороподъемность	9...10,5%	3,5...5,5%	13...15%
Дальность полета (по потолкам)	4...11,5%	4...8%	9%
Перегрузка установившегося виража (H=1000м, M=0.8)	9,1%	0,5...2%	6...8%
Время разгона (600-1100км/ч, у земли)	10...12,5%	2...3,5%	13...16%
Длина разбега	21...25%	0,5%	9...12%

Проанализировав полученные значения КВ можно сделать вывод, что к изменению массы наиболее чувствительны такие рассмотренные ЛТХ, как максимальная скороподъемность, перегрузка установившегося виража, время разгона. Изменение массы в 1% вызывает изменение этих ЛТХ примерно в 1% (более точные значения в п.3.1). Разброс в определении длины разбега

при изменении массы на 1% составляет примерно 2...3% и зависит от типа ВПП и тяговооруженности самолета (п.3.1.7).

КВ массы на практический потолок зависит от абсолютного значения потолка, поэтому имеет смысл говорить о его абсолютном изменении. При изменении массы в 1% потолок изменяется примерно на 60-70 метров.

К изменению C_{x_0} наиболее чувствительны максимальная скорость полета (для $M > 1$) и дальность полета. Численное значение КВ на V_{\max} определяется характером пересечения кривых потребных и располагаемых тяг. Графики $C_{x_0}(M)$ для исследуемых АК показаны на рисунке 4.26.

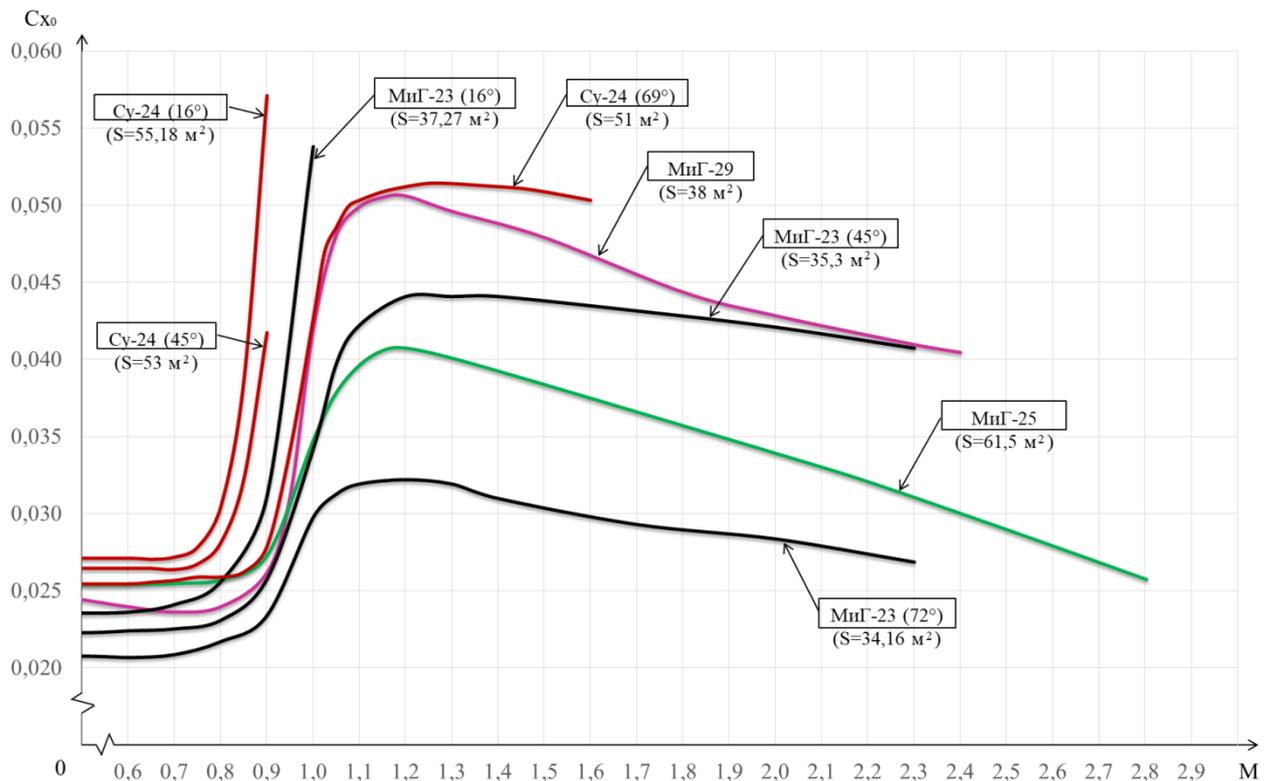


Рисунок 4.26 - Графики C_{x_0} для исследуемых АК, принятые в расчетах

Кривая располагаемой тяги зависит от ВСХ силовой установки, потребной – от лобового сопротивления, поэтому КВ сильно зависит от конкретного АК (от формы протекания C_{x_0} и ВСХ по числу M), соответственно привязка этого коэффициента к параметрам АК нецелесообразна. Однако для дозвуковых ЛА с ТРДД формы протекания C_{x_0} и ВСХ как правило схожи для различных ЛА, поэтому можно выделить

диапазон значений КВ, который составляет примерно $0,1 \dots 0,2$ (см. таблицу 4.4).

4.2 Оценка целесообразности технических решений. Выбор направления доработки авиационного комплекса

Для демонстрации описанного в разделе 3.2 подхода рассмотрим несколько примеров применения результатов исследования при сравнении различных технических решений.

Пример 1. Применение на сверхзвуковом самолете регулируемых воздухозаборников приводит к увеличению массы и усложнению конструкции ВЗ, однако позволяет обеспечить более высокие значения тяги двигателей в широком диапазоне скоростей и высот полета.

Прогнозируемый прирост массы из-за системы управления воздухозаборником для рассматриваемого ЛА составляет 300кг, что составляет 2,3% от нормальной взлетной массы ЛА. При каком минимальном приросте тяги в различных точках области высот и скоростей полета внедрение этого технического решения целесообразно?

В данном примере будем считать, что максимальная скорость полета самолета ограничена устойчивостью и управляемостью, а не потребной тягой. Взлет с аэродрома заданного класса реализуем, несмотря на увеличившуюся массу.

К ЛТХ, на которые оказывает влияние рассматриваемое техническое решение, относятся:

- практический потолок,
- максимальная скороподъемность,
- перегрузка установившегося виража,
- время разгона.

Решение. Составим систему неравенств для рассматриваемых летно-технических характеристик:

$$\begin{cases} \Delta \hat{H}_{max} \leq K_{m_{Hmax}} * \Delta \hat{m} + k_{P_{Hmax}} * \Delta \hat{P}_1 \\ \Delta \hat{V}_y \leq K_{m_{Vy}} * \Delta \hat{m} + K_{P_{Vy}} * \Delta \hat{P}_2 \\ \Delta \hat{n}_y \leq K_{m_{ny}} * \Delta \hat{m} + K_{P_{ny}} * \Delta \hat{P}_3 \\ \Delta \hat{t}_p \geq K_{m_{tp}} * \Delta \hat{m} + K_{P_{tp}} * \Delta \hat{P}_4 \end{cases}$$

Где $\Delta \hat{P}_1 \dots \Delta \hat{P}_4$ – потребный прирост тяги в относительном виде. Подставляя коэффициенты влияния и увеличение массы для данного ЛА, система неравенств примет вид:

$$\begin{cases} 0 \leq -0,35 * 0,023 + 1,05 * \Delta \hat{P}_1 \\ 0 \leq -0,92 * 0,023 + 1,38 * \Delta \hat{P}_2 \\ 0 \leq -0,91 * 0,023 + 0,69 * \Delta \hat{P}_3 \\ 0 \geq +1,11 * 0,023 - 1,41 * \Delta \hat{P}_4 \end{cases}$$

Выражая из системы неравенств $\Delta \hat{P}_1$, получим потребное увеличение тяги (таблица 4.8):

$\Delta \hat{P}_1 \geq 0,8\%$ - для практического потолка;

$\Delta \hat{P}_2 \geq 1,5\%$ - для максимальной скороподъемности;

$\Delta \hat{P}_3 \geq 3\%$ - для перегрузки установившегося виража ($H=1000\text{м}$, $M=0,9$);

$\Delta \hat{P}_4 \geq 1,8\%$ - для времени разгона (600-1100км/ч у земли).

Таблица 4.8 – Необходимый прирост тяги в различных точках области высот и скоростей полета

	$H=11\text{км}$, $M=M_{H\text{max}}$	$H=0$, $M=0,9$	$H=1\text{км}$, $M=0,9$	$H=0$, $M_{\text{средн}}=0,75$
$\Delta \hat{P} \geq, \%$	0,8	1,5	3	1,8

При увеличении ВСХ силовой установки выше представленных в таблице 4.8 значений применение регулируемого воздухозаборника для улучшения рассматриваемых ЛТХ целесообразно.

Пример 2 [52]. Продувками установлено, что аэродинамическое качество сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) при конфигурации носовой части фюзеляжа №2 (рисунок 4.27) на 0,64 единицы выше в

крейсерском полете, чем при конфигурации 1, соответствующей взлету – посадке.

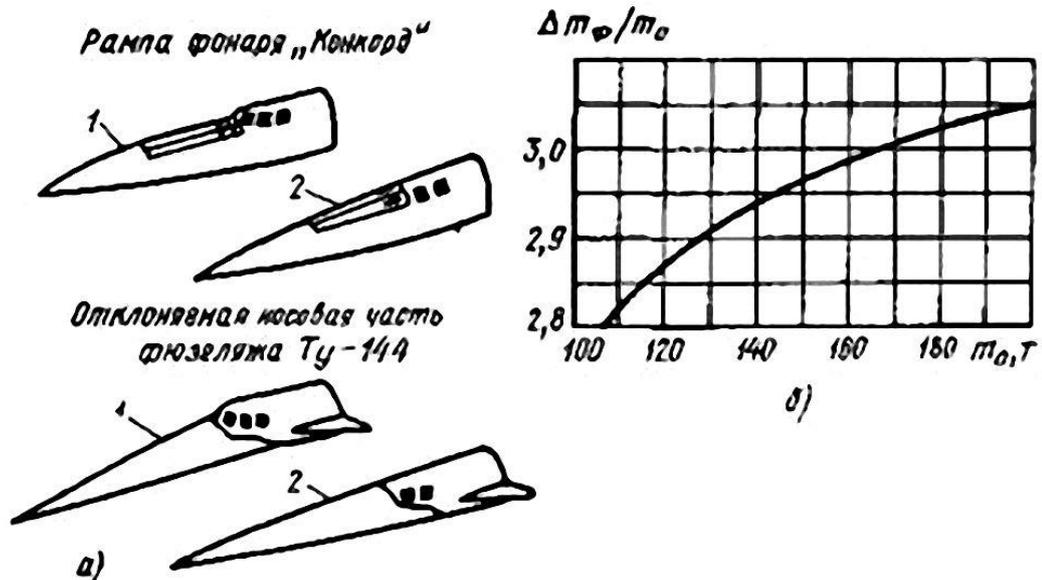


Рисунок 4.27 - Варианты изменяемой геометрии носовой части фюзеляжа.



Рисунок 4.28 - Отклоняемая носовая часть самолетов Ту-144 (слева) и Конкорд (справа)

При этом устройство специальной рампы, закрывающей фонарь при $M > 1$, или механизмов для отклонения носовой части фюзеляжа (для улучшения обзора) требует определенных весовых затрат. Необходимо определить максимально допустимую дополнительную массу фюзеляжа, компенсируемую увеличением аэродинамического качества СПС. Аэродинамическое качество на расчетном режиме полета (при $M > 1$) равно 5.

Решение. Для определения допустимого увеличения массы составим формулу для изменения дальности полета:

$$\Delta \hat{L}_{M>1} = K_{m_L} * \Delta \hat{m}_{\Sigma} + K_{K_L} * \Delta \hat{K}$$

Так как необходимо определить максимально возможное увеличение массы, компенсируемое увеличением качества, то формула примет вид:

$$0 = K_{m_L} * \Delta \hat{m}_{\Sigma} + K_{K_L} * \Delta \hat{K}$$

Средний за полет прирост качества равен 0,64 единицы, то есть в формуле (1) $\Delta \hat{K} = \frac{0,64}{12}$. Коэффициент влияния качества на дальность полета будет равен:

$$K_{K_L} = \frac{\frac{L_2}{L_1} - 1}{\frac{K_2}{K_1} - 1} = \frac{\frac{K_2 * V * C_e}{C_e * K_1 * V} - 1}{\frac{K_2}{K_1} - 1} \approx 1$$

Примем, что для расчетного режима полета $K_{m_L} \approx -1,1$. Тогда компенсируемое увеличение массы будет равно:

$$\Delta \hat{m}_{\Sigma} = \frac{K_{K_L} * \Delta \hat{K}}{K_{m_L}} = \frac{K_{K_L} * \left(\frac{\Delta K}{K_1}\right)}{K_{m_L}} = \frac{1 * \frac{0,64}{5}}{-1,1} \approx -0,11$$

Увеличение качества позволяет компенсировать увеличение взлетной массы до 11%. По приближенной оценке потребное увеличение массы фюзеляжа СПС не превысит 1 % от взлетной массы СПС. Таким образом, применение данного технического решения целесообразно с точки зрения увеличения дальности полета.

Данное сравнение приводилось при условии, что увеличение взлётной массы не приводит к изменению класса аэродрома, с которого осуществляется взлет.

Пример 3. Рассмотрим в качестве примера самолет МиГ-29, увеличив требования к достигаемым им ЛТХ на 10%. Среди ЛТХ рассмотрим:

- максимальную скорость полета,
- практический потолок,
- максимальную скороподъемность,
- перегрузку установившегося виража,
- время разгона,
- длину разбега.

Требуется определить направление доработки АК для достижения новых требований.

Решение. Для определения направления доработки АК необходимо получить множество потребных изменений параметров, при которых будут достигаться новые значения ЛТХ.

Для рассматриваемых ЛТХ система неравенств (3.11) примет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta \hat{V}_{max} \leq K_{m_{V_{max}}} * \Delta \hat{m} + K_{Cx_0_{V_{max}}} * \Delta \hat{Cx}_0 + K_{P_{V_{max}}} * \Delta \hat{P} \\ \Delta \hat{H}_{max} \leq K_{m_{H_{max}}} * \Delta \hat{m} + K_{Cx_0_{H_{max}}} * \Delta \hat{Cx}_0 + K_{P_{V_{max}}} * \Delta \hat{P} \\ \Delta \hat{V}_y \leq K_{m_{V_y}} * \Delta \hat{m} + K_{Cx_0_{V_y}} * \Delta \hat{Cx}_0 + K_{P_{V_{max}}} * \Delta \hat{P} \\ \Delta \hat{n}_y \leq K_{m_{n_y}} * \Delta \hat{m} + K_{Cx_0_{n_y}} * \Delta \hat{Cx}_0 + K_{P_{V_{max}}} * \Delta \hat{P} \\ \Delta \hat{t}_p \geq K_{m_{t_p}} * \Delta \hat{m} + K_{Cx_0_{t_p}} * \Delta \hat{Cx}_0 + K_{P_{V_{max}}} * \Delta \hat{P} \\ \Delta \hat{L}_p \geq K_{m_{L_p}} * \Delta \hat{m} + K_{Cx_0_{L_p}} * \Delta \hat{Cx}_0 + K_{P_{V_{max}}} * \Delta \hat{P} \end{array} \right.$$

Подставляя потребное изменение ЛТХ, получим:

$$\left\{ \begin{array}{l} +0,1 \leq K_{m_{V_{max}}} * \Delta \hat{m} + K_{Cx_0_{V_{max}}} * \Delta \hat{Cx}_0 + K_{P_{V_{max}}} * \Delta \hat{P} \\ +0,1 \leq K_{m_{H_{max}}} * \Delta \hat{m} + K_{Cx_0_{H_{max}}} * \Delta \hat{Cx}_0 + K_{P_{V_{max}}} * \Delta \hat{P} \\ +0,1 \leq K_{m_{V_y}} * \Delta \hat{m} + K_{Cx_0_{V_y}} * \Delta \hat{Cx}_0 + K_{P_{V_{max}}} * \Delta \hat{P} \\ +0,1 \leq K_{m_{n_y}} * \Delta \hat{m} + K_{Cx_0_{n_y}} * \Delta \hat{Cx}_0 + K_{P_{V_{max}}} * \Delta \hat{P} \\ -0,1 \geq K_{m_{t_p}} * \Delta \hat{m} + K_{Cx_0_{t_p}} * \Delta \hat{Cx}_0 + K_{P_{V_{max}}} * \Delta \hat{P} \\ -0,1 \geq K_{m_{L_p}} * \Delta \hat{m} + K_{Cx_0_{L_p}} * \Delta \hat{Cx}_0 + K_{P_{V_{max}}} * \Delta \hat{P} \end{array} \right.$$

Решением системы неравенств в данном случае будет трехмерное множество изменений параметров $(\Delta\hat{m}, \Delta\widehat{Cx}_0, \Delta\hat{P})$. Область значений $\Delta\hat{m}$, $\Delta\widehat{Cx}_0$, $\Delta\hat{P}$, представленная на рисунке 4.29, получена программным способом с помощью перебора значений $\Delta\hat{m}$, $\Delta\widehat{Cx}_0$, $\Delta\hat{P}$ из заданного диапазона и проверки выполнения представленных в системе неравенств. Множество Парето-оптимальных решений $\Delta\hat{m}$, $\Delta\widehat{Cx}_0$, $\Delta\hat{P}$ представлено на рисунке 4.30 (множество находится в соответствии с критерием оптимальности, описанном в разделе 1.4).

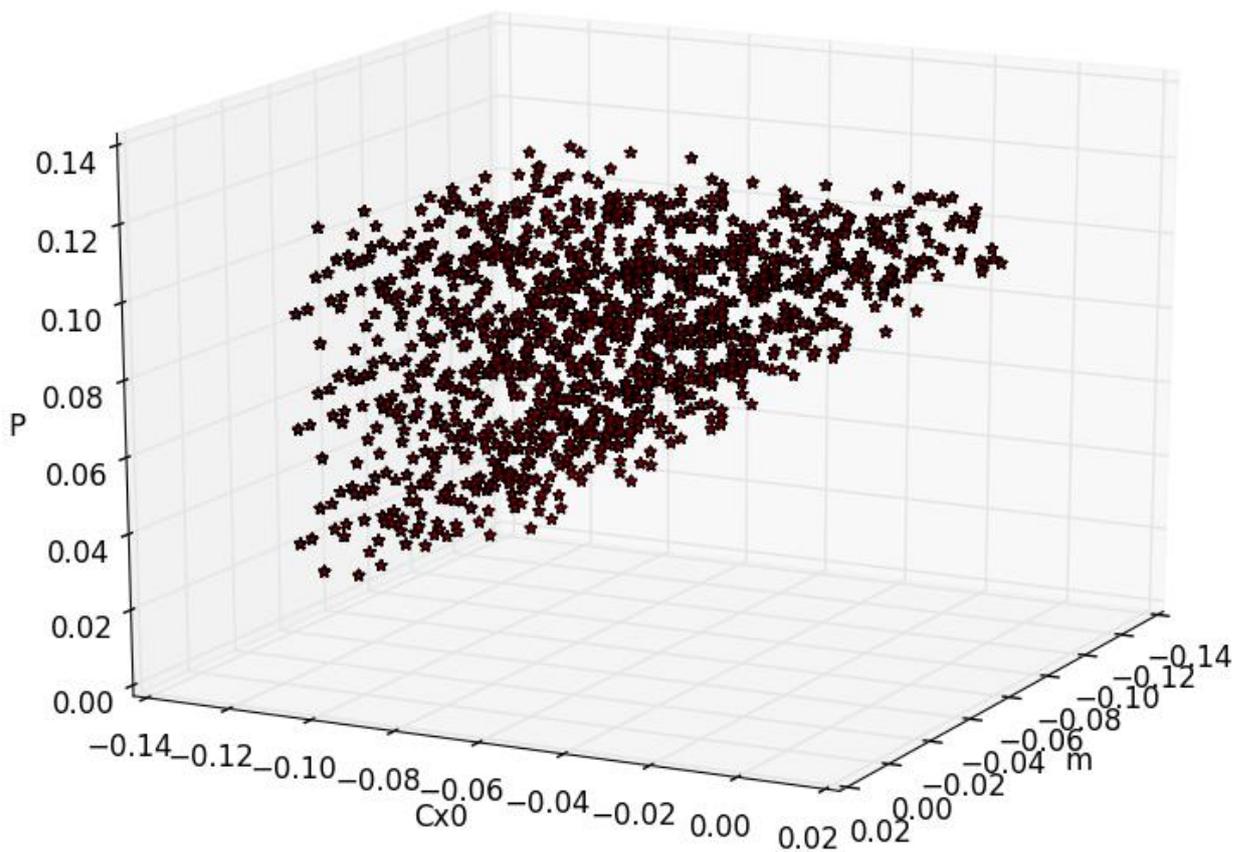


Рисунок 4.29 – Область значений, удовлетворяющих направлению доработки ЛА

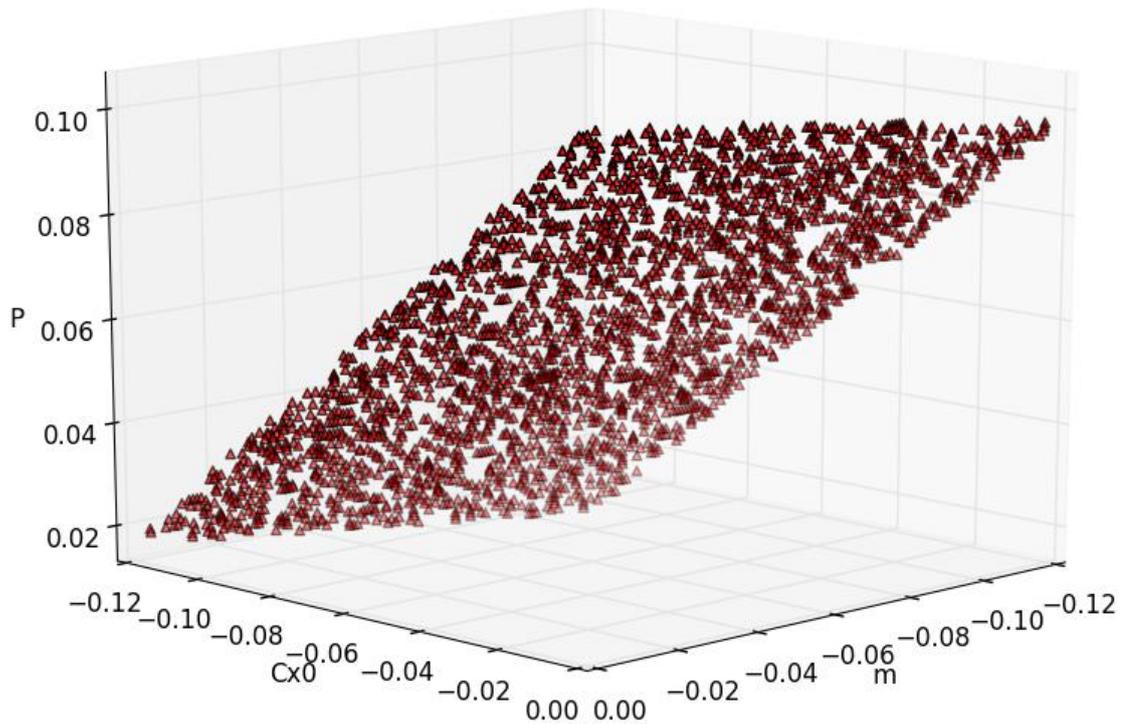


Рисунок 4.30 – Множество Парето-оптимальных решений

В совокупности с экономическими расчетами стоимости изменений каждого параметра $C=f(\Delta\hat{m}, \Delta\hat{C}x_0, \Delta\hat{P})$, а также сроками реализации $T=f(\Delta\hat{m}, \Delta\hat{C}x_0, \Delta\hat{P})$ выбираются оптимальные значения изменения параметров. Так, силовая установка остается без изменений, а более высокие требования ЛТХ будут достигаться за счет снижения массы или уменьшения Cx_0 . При $\Delta\hat{P}=0$ система неравенств примет вид:

$$\left\{ \begin{array}{l} +0.1 \leq -0.09 * \Delta\hat{m} + (-0.71) * \Delta\hat{C}x_0 \\ +0.1 \leq -0.34 * \Delta\hat{m} + (-0.41) * \Delta\hat{C}x_0 \\ +0.1 \leq -0.91 * \Delta\hat{m} + (-0.47) * \Delta\hat{C}x_0 \\ +0.1 \leq -0.91 * \Delta\hat{m} + (-0.09) * \Delta\hat{C}x_0 \\ -0.1 \geq +1.08 * \Delta\hat{m} + 0.27 * \Delta\hat{C}x_0 \\ -0.1 \geq +2.11 * \Delta\hat{m} + 0,02 * \Delta\hat{C}x_0 \end{array} \right.$$

**КВ зависят от процентного изменения параметров, поэтому записанные в систему значения выбраны средними и отображены для*

АК №1 является модернизацией существующего авиационного комплекса, АК №2 и АК №3 - разрабатываемые. В составе АК №1, АК №2 применяется силовая установка на базе существующего двигателя. Перспективный двигатель для АК №3 является разрабатываемым изделием, что влечет за собой соответствующие риски, связанные с достижением им заявленных характеристик. Однако его применение позволяет достичь больших значений ЛТХ по сравнению с АК №1 и АК №2.

КБО АК №1 состоит из имеющихся или модернизируемых блоков. КБО АК №2 и АК №3 является полностью вновь разрабатываемым.

Необходимо оценить риски реализации ЛТХ, задаваемых в ТТЗ, для выбора одного из АК в дальнейшую разработку.

Для оценки уровней рисков необходимо определить составные части (СЧ) АК, влияющие на реализацию программы (в том числе и на ЛТХ). Определение СЧ АК сводится к определению всех направлений, оказывающих влияние на реализацию программы, отражение результатов которых возможно увидеть через анализ рисков выбранных направлений.

Направление №1 – материалы и конструкция вариантов АК

Основополагающим риском данного направления для реализации вариантов АК является наличие необходимых материалов для разработки конструкции альтернативных вариантов МФИ. Основные требования, отличия в применении различных марок материалов в конструкции вариантов АК является:

- требования РЛЗ;
- максимальная скорость полета;
- время полета на максимальной скорости (температура нагрева)

В таблице 4.9 представлены характерные температуры для различных агрегатов вариантов АК.

Таблица 4.9 - Температуры в конструкции АК

Зоны конструкции	Максимальная температура, °С		
	АК-1	АК-2	АК-3
Носовой обтекатель, передние кромки ОЧК и оперения, губа воздухозаборника	180	180	300
Воздухозаборник	180	180	300
Кабина (остекление фонаря)	180	180	300

Варианты АК №1 и АК №2 оснащены единым ТРДДФ, поэтому уровень ЛТХ (соответственно и температура нагрева при полете на максимальной скорости) будут схожи. Материалы, применяемые для АК №2, аналогичны АК №1. В таблице 4.10 представлены применяемые материалы в конструкции вариантов АК.

Таблица 4.10 - Материалы, используемые в конструкции АК

Конструктивный элемент	АК №1, АК №2	АК №3
Обшивка	1151Т1, ВКУ-30, наполнитель: соты алюминиевые, ВТ23, 1151	1. Существующие материалы: ВТ20, ВТ23, ОТ4-1, ОТ4, ВТ6, ВТ38, ВТИ 4.
		2. Перспективные материалы (данных материалов сейчас не существует, по ним есть НТЗ)
Силовой набор, выходящий на теор. контур	АК4-1ч	ВТ20, ВТ23, ОТ4-1, ОТ4, ВТ6, ВТ38, ВТИ 4
Внутренний силовой набор	В95, 1933, ВТ23, ВТ20, ОТ4-1	ВТ20, ВТ23, ОТ4-1, ОТ4, ВТ6, ВТ38, ВТИ 4, В95
Носовой радиопрозрачный обтекатель	Имеющиеся стеклопластики	Перспективные материалы (данных материалов сейчас не существует, по ним есть НТЗ)
Радиопоглощающие материалы	Имеющиеся радиопоглощающие материалы	Необходимо провести НИР по разработке новых РПП материалов, способных работать при высоких температурах.

Анализ приведенных материалов в таблице 4.10 показал, что материалы для создания металлической конструкции АК №1 и АК №2 существуют. Композитные и радиопоглощающие материалы, работающие в условиях высоких температур, для варианта АК-3 отсутствуют.

Направление 2 – проектирование и производство АК.

Основные задачи ОКБ – разработка планера и самолетных систем АК, интеграции КБО и АСП. В процессе разработки планера выполняются работы по формированию облика АК, схем функционирования самолетных систем и многое другое.

Особенностями производства альтернативных вариантов АК могут стать отдельные новые материалы и новые технологии производства, необходимые для создания конструкции. Будем считать, что организация-разработчик обладает современным производственным оборудованием на всех видах производств (таблица 4.11) и при первичном анализе возможных конструкций может сделать вывод, что новые конструкции не вызывают затруднений в изготовлении (реализуемы с точки зрения изготовления).

Таблица 4.11 – Состав проектирования и производства АК

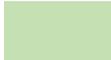
Раздел	Вид работ компании-разработчика АК	Варианты АК		
		АК-1	АК-2	АК-3
Проектирование	Разработка схем (принципиальные, компоновочные, кинетические, электрические и др.)	+	+	+
	Математическое моделирование и расчеты (аэродинамические, прочностные, конструкторские, эксплуатационные и прочие)	+	+	+
	Разработка функционального программного обеспечения	+	+	+
	Разработка конструкторской документации	+	+	+
Производство	Механообрабатывающее производство	+	+	+
	Штампо-заготовительное производство	+	+	+
	Сборочное производство	+	+	+
	Полимерные композиционные материалы	+	+	+
	Сварка	+	+	+
	Литье	+	+	+
	Прочие виды производства	+	+	+

Направление 3 – Комплекс бортового оборудования.

Состав и характеристики КБО (таблица 4.12) альтернативных вариантов АК должны обеспечивать выполнение ТТЗ. КБО различных вариантов АК складывается из СЧ, разрабатываемых смежными организациями, поэтому для оценки рисков будет проанализирована готовность к реализации технологических решений альтернативных вариантов АК, возможности предприятий и обеспечение создания СЧ АК.

Таблица 4.12 – Состав КБО АК

Наименование системы	АК №1	АК №2	АК №3
Информационно-управляющая система (ИУС)		Новая	Новая
Нашлемная система целеуказания и индикации			
БРЛС		Новая	Новая
Комплекс РТР и РЭП		Новый	Новый
Аппаратура системы ГО и УВД		Новая	Новая
Оптико-электронная система		Новая	Новая
Комплекс средств связи		Новый	Новый
Система управления оружием		Новая	Новая
Пилотажно-навигационное оборудование		Новое	Новое
Бортовая система регистрации			
Интегрированная антенно-фидерная система		Новая	Новая
Система световой сигнализации			Новая

-  -Использование готовых ПКИ;
-  -Разработка новых ПКИ.

Направление 4 - Общесамолётное оборудование

Задачами ОСО является обеспечение функционирования АК и его систем для выполнения боевой задачи. В процессе разработки систем ОСО решаются технические вопросы, прорабатываются новые конструктивные решения, которые выводят систему ОСО на новый уровень, и применяется совместно с наработками по разработанным АК.

Для анализа рисков создания систем ОСО альтернативных вариантов АК рассмотрим только новые необходимые технологии и обозначим их как критические (таблица 4.13).

Таблица 4.13 – Состав общесамолётных систем АК

Наименование	АК №1	АК №2	АК №3
СЭС			
СКВ, СЖО, СВО		Необходима разработка новых теплообменников для охлаждения систем и КБО.	
ВПУ			
ГПС			1. Необходим НИР по разработке агрегатов ГПС из новых высокотемпературных материалов. 2. Разработка новой высокотемпературной рабочей жидкости
Силовая установка	Дорабатываемое серийно выпускаемое изделие	Дорабатываемое серийно выпускаемое изделие	Разрабатываемый ТРДДФ
Вспомогательная силовая установка	Использование серийно-производящей ВСУ	Новая ВСУ	
Сопло	Применение в составе СУ нового плоского сопла.		
Система регулирования воздухозаборника			
САП			
СУС ГрО			
ТС	Необходимо разработать новую систему дозаправки		

По представленным критическим технологиям должны быть оценены уровни рисков создания АК.

Основываясь на данных, представленных в таблицах 4.9-4.13, была составлена экспертная оценка отклонения значений параметров рассматриваемых вариантов АК от номинальных (заявленных) значений, представленная в таблице 4.14.

Таблица 4.14 - Прогнозируемые отклонения параметров трех ЛА

Случайный фактор	Ожидаемое изменение значения (математическое ожидание), %	Диапазон отклонения относительно матожидания, % ($\pm 3\sigma$, %)	Примечание
АК №1			
$m_{пуст}$	+1	± 1	Минимальные конструктивные доработки
C_{X_0}	+1	± 1	
P	-1	± 1	Двигатель на основе существующего изделия
$C_{уд}$	+1	± 1	
АК №2			
$m_{пуст}$	+8	± 5	Составляющие элементы (конструкция планера, КБО,...) разрабатываются
C_{X_0}	+2	± 2	
P	-1	± 1	Двигатель на основе существующего изделия
$C_{уд}$	+1	± 1	
АК №3			
$m_{пуст}$	+15	± 7	Составляющие элементы (конструкция планера, КБО,...) разрабатываются
C_{X_0}	+3	± 5	
P	-5	± 5	Разрабатываемый перспективный двигатель
$C_{уд}$	+5	± 5	

Получив возможные отклонения параметров, можно определить соответствующие отклонения ЛТХ при их совместном влиянии. Для этого необходимо рассчитать КВ для каждого из рассматриваемых АК (рисунок 4.32)

AK №1							
ЛТХ	m		Cx0		P		Q
Н прак.	-0,26		-0,18		+0,31		–
ny уст.	-0,95		-0,43		+0,93		–
L (M>1)	-0,96		-0,90		–	–	-0,91
L (M<1)	-1,02		-0,45		–	–	-0,91
T6	-0,99		-0,39		–	–	-0,91
Vy*max	-0,98		-0,31		+1,34		–

AK №2							
ЛТХ	m		Cx0		P		Q
Н прак.	-0,26		-0,22		+0,37		–
ny уст.	-0,96		-0,47		+0,96		–
L (M>1)	-1,17		-0,88		–	–	-0,91
L (M<1)	-1,05		-0,52		–	–	-0,91
T6	-1,27		-0,40		–	–	-0,91
Vy*max	-0,97		-0,33		+1,34		–

AK №3							
ЛТХ	m		Cx0		P		Q
Н прак.	-0,24		-0,18		+0,33		–
ny уст.	-0,95		-0,39		+0,95		–
L (M>1)	-1,21		-0,76		–	–	-0,95
L (M<1)	-1,31		-0,6		–	–	-0,95
T6	-1,51		-0,47		–	–	-0,95
Vy*max	-0,97		-0,28		+1,30		–

Рисунок 4.32 - Значения коэффициентов влияния $k_{a_i-F_j}$, необходимых для определения параметров закона распределения ЛТХ

Используя КВ и прогнозируемые отклонения факторов риска, находятся параметры закона распределения ЛТХ (описано ранее в разделе 2.2.3) и оценивается вероятность выполнения требований ТТЗ каждым из вариантов АК (рисунок 4.33).

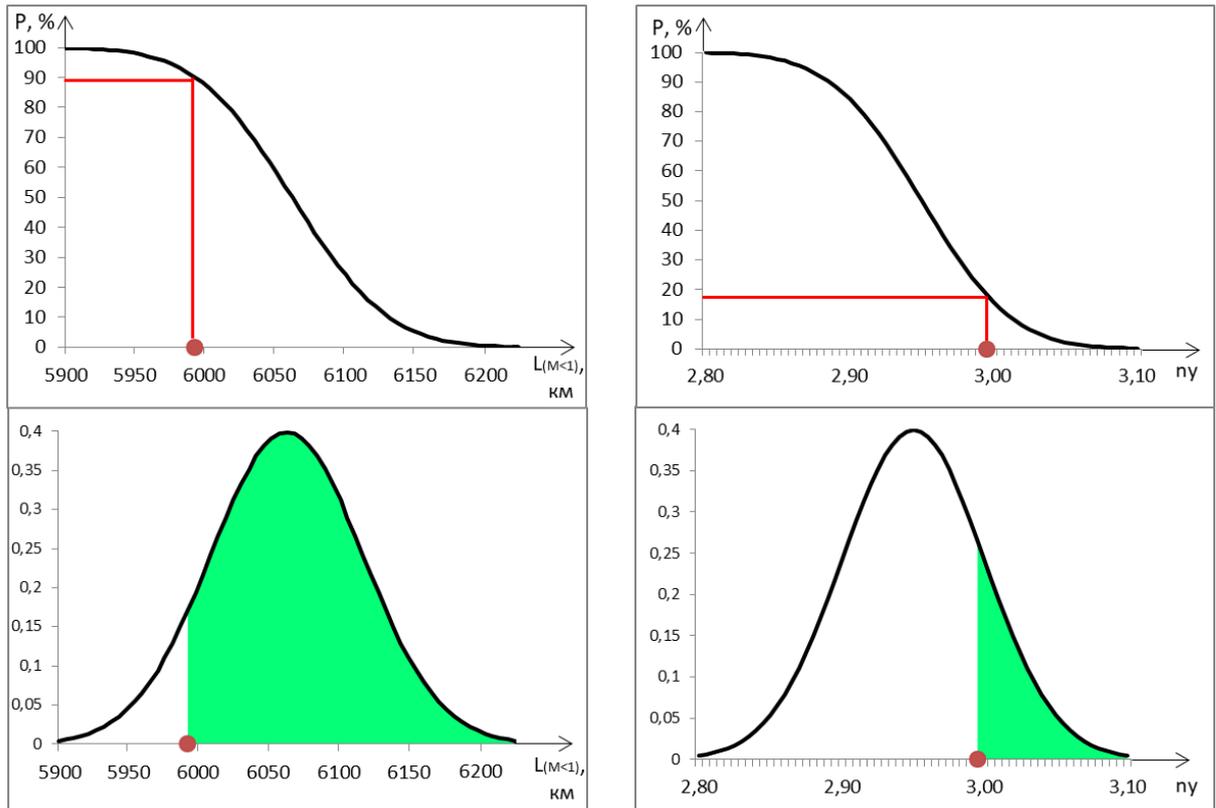


Рисунок 4.33 – Пример расчета вероятности выполнения различных требований ТТЗ

Получив по каждому варианту МФИ вероятность выполнения всех ЛТХ, заданных в ТТЗ, отобразим ее на лепестковой диаграмме (рисунок 4.34)

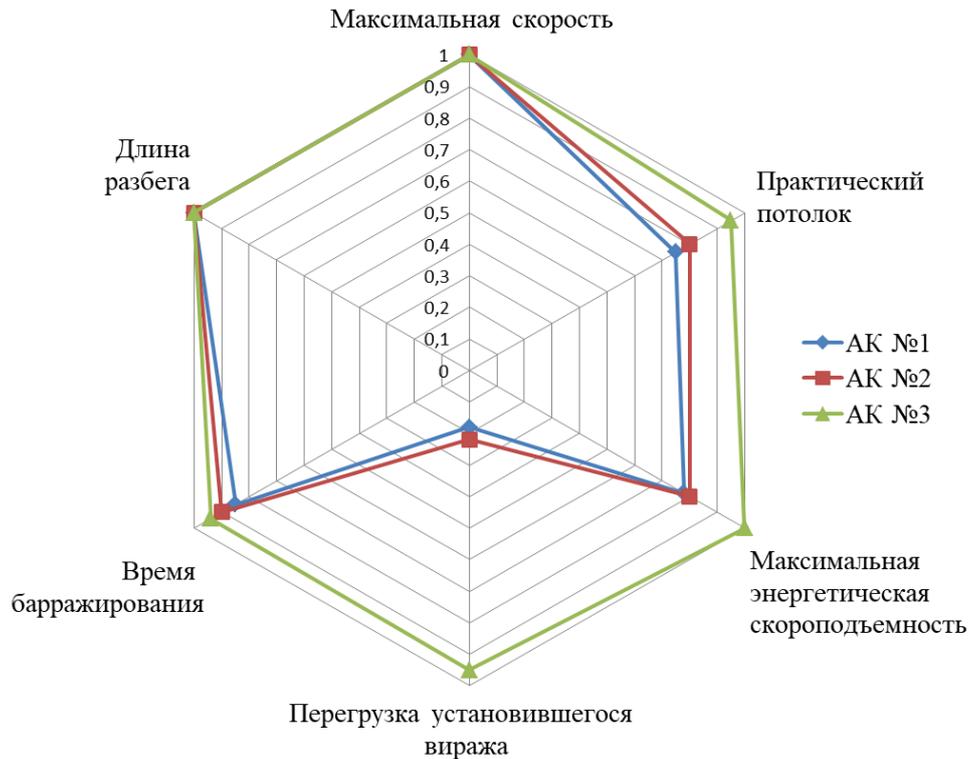


Рисунок 4.34 – Вероятность выполнения требований ТТЗ вариантами АК

Анализ данных на рисунке 4.33 показал, что вариант АК №3 выполняет ТТЗ в части ЛТХ с вероятностью не менее 0,9.

Рассмотрим отличия в определении выделяемых запасов на отклонение параметров путем расчета наихудших значений ЛТХ с учетом и без учета реализуемости ЛТХ (рисунок 4.35).

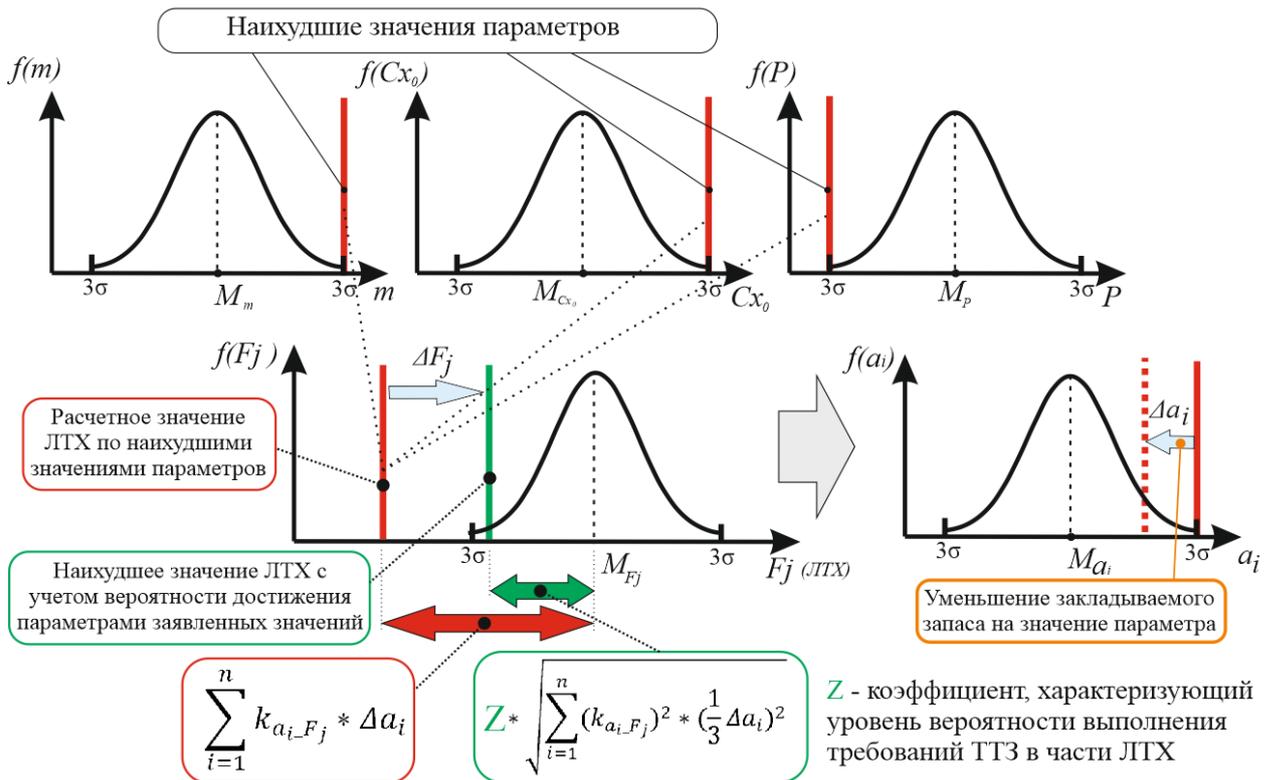


Рисунок 4.35 – Уменьшение закладываемых запасов на отклонения параметров

Рассчитаем разницу в величине определяемого запаса по существующему подходу и подходу, описанному в данной работе. Результаты расчета приведены в таблице 4.15 и 4.16.

Таблица 4.15 – Расчет процентной разницы в величине выделяемого запаса при различных уровнях вероятности достижения ЛТХ

ЛТХ	Коэффициенты влияния				Наихудшие значение ЛТХ (отклонение от мат.ожидания), %					Разница (в %) в величине закладываемого запаса по сравнению с существующим подходом для достижения ЛТХ с установленной вероятностью Р			
	m	C _{x0}	P	c _{уд}	Без учета вероятности (существующий подход)	С учетом вероятности: число Z, характеризующее вероятность Р выполнения ЛТХ (представленная методика)				P= 99,9%	P=97,7%	P=95%	P=90%
						Z=3 (P=99,9%)	Z=2 (P=97,7%)	Z=1.65 (P=95%)	Z=1.3 (P=90%)				
H _{max}	-0.24	-0.18	0.33	0	4,2	2,5	1,7	1,4	1,1	40	60	67	74
V _y [*]	-0.97	-0.28	1.3	0	14,7	9,5	6,3	5,2	4,1	35	57	64	72
n _y	-0.91	-0.39	0.95	0	13,1	8,2	5,5	4,5	3,5	37	58	66	73
L _{max}	-1.2	-0.6	0	-0.95	11,5	8,9	5,9	4,9	3,9	22	48	57	66

Таблица 4.16 – 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 4.15 и 4.16 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.

Приведенная в данном примере оценка вероятности достижения ЛТХ позволяет комплексно оценить варианты АК и обоснованно устанавливать запасы на отклонение параметров от расчетных значений с учетом вероятности достижения ЛТХ, заданных в ТТЗ.

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 требуемого 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 СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

АК	– авиационный комплекс
АП	– аванпроект
АТ	– авиационная техника
БРЭО	– бортовое радиоэлектронное оборудование
ВПУ	– взлетно-посадочные устройства
ВПХ	– взлетно-посадочные характеристики
ВСХ	– высотно-скоростные характеристики
ГрО	– грузовой отсек
ГЧФ	– головная часть фюзеляжа
КБО	– комплекс бортового оборудования
КНД	– компрессор низкого давления
КВ	– коэффициент влияния
ЛА	– летательный аппарат
ЛПР	– лицо, принимающее решение
ЛТХ	– летно-технические характеристики
МФИ	– многофункциональный истребитель
НИР	– научно-исследовательские работы
НТЗ	– научно-технический задел
ОКР	– опытно-конструкторские работы
ОСО	– общесамолетное оборудование
ОТА	– оперативно – тактическая авиация
ПКИ	– покупное комплектующее изделие
ПФ	– полный форсаж
РКД	– рабочая конструкторская документация
РЛЗ	– радиолокационная заметность
САП	– система аварийного покидания

СВО	– система воздушного охлаждения
СЖО	– система жидкостного охлаждения
СКВ	– система кондиционирования воздуха
СКО	– среднее квадратическое отклонение
СЭС	– система электроснабжения
СУ	– силовая установка
СУС	– система управления створками
СЧФ	– средняя часть фюзеляжа
ТП	– технический проект
ТТЗ	– тактико-техническое задание
ТТТ	– тактико-технические требования
ТТХ	– тактико-технические характеристики
УГТ	– уровень готовности технологии
ХЧФ	– средняя часть фюзеляжа
ЭП	– эскизный проект
РМВоК	– (англ. Project Management Body of Knowledge) свод знаний по управлению проектами
РМИ	– (англ. Project Management Institute) институт управления проектами
A	– коэффициент отвала поляры
$c_{уд}$	– удельный расход топлива
Cx_0	– коэффициент сопротивления при нулевой подъемной силе
Cx_i	– коэффициент индуктивного сопротивления
Dг	– дроссельный режим работы двигателя
f	– коэффициент силы трения
$F_{j_{ТТЗ}}$	– значение j-ой ЛТХ, заданное в ТТЗ
g	– ускорение свободного падения
К	– аэродинамическое качество

$K_{a_i-F_j}$ – коэффициент влияния i -го параметра на j -ую ЛТХ

ρ – плотность воздуха

m – масса

M – число Маха

H_{\max} – практический потолок

V – скорость полета

V_{\max} – максимальная скорость полета

V_y^* – энергетическая скороподъемность

$n_{y \text{ уст.}}$ – перегрузка установившегося виража

$n_{y \max}$ – максимальная перегрузка

P – тяга силовой установки

P_s – нагрузка на крыло

$\Delta \bar{p}_{\text{ВХ}}$ – дополнительные потери тяги в воздухозаборнике

$\Delta \bar{p}_c$ – дополнительные потери тяги в сопле

Q_c – секундный расход топлива

q_{\max} – максимальный скоростной напор

S – площадь крыла

$\xi_{\text{су}}$ – удельный вес силовой установки

символом « $\hat{\quad}$ » обозначены величины в относительном виде

СЛОВАРЬ ТЕРМИНОВ

Запас – величина в единицах измерения параметра, позволяющая компенсировать отклонение параметров от расчетных значений для достижения ЛТХ с установленной вероятностью;

Коэффициент влияния – безразмерный коэффициент, показывающий отношение изменения ЛТХ к изменению параметров ЛА в относительном виде;

Неопределённость – отсутствие или недостаток информации;

Облик самолета – совокупность параметров (весовых, аэродинамических характеристик, характеристик СУ), однозначно определяющих его летно-технические характеристики;

Риск – следствие влияния неопределенности на достижение поставленных целей;

Факторы риска – отклонения от расчетных значений характеристик АК (весовых, аэродинамических, СУ), которые на ранних этапах проектирования могут существенно повлиять на выполнение ТТЗ в части ЛТХ;

Функциональный элемент – система, ПКИ, материалы, технологии, участвующие в оценке рисков реализации создаваемого АК.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1) Мышкин, Л.В. Прогнозирование развития авиационной техники: 4-е издание, дополненное и переработанное. – М.: Издательский Дом «Наука», 2017. – 480 с. – ISBN 978-5-9902339-6-6
- 2) Барковский, В.И. Методология формирования технического облика экспортно ориентированных авиационных комплексов / В.И. Барковский, Г.М. Скопец, В.Д. Степанов. – М.: Физматлит, 2008. –244 с.
- 3) Платунов, В.С. Методология системных военно-научных исследований авиационных комплексов. – М.: Издательство «Дельта», 2005. – 344с. – ISBN 5-902370-42-6
- 4) Скопец, Г.М. Внешнее проектирование авиационных комплексов: Методологические аспекты.– М.: ЛЕНАНД, 2017. – 344с. – ISBN 978-5-9710-4044-6.
- 5) Югов, О.К. Основы интеграции самолета и двигателя / О.К. Югов, О.Д. Селиванов.— М.: Машиностроение, 1989. — 304 с.
- 6) Денисов В.Е., Исаев В.К., Рябов А.М., Шкадов Л.М. Статистическая оценка характеристик проектируемого самолета с помощью метода Монте-Карло // Ученые записки ЦАГИ. –1973. –Т. IV. –№2.– С.137 – 142.
- 7) Определение реализуемости концепций АКС с использованием метода риск-анализа / Л.М. Шкадов и др. // Проблемы создания перспективной авиационно – космической техники. – М.: ООО Издательская фирма "Физико-математическая литература", 2005. – С.107-112.
- 8) Жеребин А.М., Кропова В.В., Русак М.А. Методологический инструментарий оценки рисков реализации программ и планов создания авиационной техники // Труды МАИ. – 2012. –№1. – С. 1-19.
- 9) Аношко А.В., Дзема Ю.М., Петренко С.Г. Методические основы оценки промышленной реализуемости программ создания

- перспективных образцов авиационной техники и вооружения // Военная мысль. – 2009. – №1 – С. 60-67.
- 10) Лисейцев Н.К, Матвеев А.М., Овчаренко В.Н. Методологические основы и направления совершенствования процесса проектирования самолетов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. –2017. – Т. 60. –№ 3. – С. 335-341.
- 11) Мантуров Д.В., Калачанов Д.В., Клочков В.В., Методический подход к обеспечению реализуемости авиастроительных программ // Организатор производства. – 2012. –№1. – С. 49-53.
- 12) Журавлев П.В. Проектирование пассажирских самолетов с учетом факторов неопределенности их функционирования в составе парка // Вестник Московского авиационного института. – 2009. –Т.16. –№3. – С. 5-14.
- 13) Ravachol M., Deremeaux Y., Dinh Q.V., Herbin E. Uncertainties at the conceptual stage: multilevel multidisciplinary design and optimization approach // ICAS. – 2008.
- 14) Pfeiffer T., Moerland E., Böhnke D., Nagel B., Gollnick V. Aircraft configuration analysis using low-fidelity, physics based aerospace framework under uncertainty considerations // ICAS. – 2014.
- 15) Neufeld D., Chung J., Behdian K. Aircraft Conceptual Design Optimization with Uncertain Contributing Analyses // AIAA Journal. – 2009. – No 6237.
- 16) Kirby M.R., Mavris D.N. Forecasting Technology Uncertainty in Preliminary Aircraft Design // AIAA Journal. – 1999. – No 1801. – DOI:10.4271/1999-01-5631
- 17) Mavris D.N., DeLaurentis D.A., Bandte O., Hale M.A. A Stochastic Approach to Multi-disciplinary Aircraft Analysis and Design // AIAA Journal. – 1998. – No 5585. – DOI:10.2514/6.1998-912.
- 18) Hosseini M., Nosratollahi M., Sadati H. Multidisciplinary Design Optimization of UAV under Uncertainty // Journal of Aerospace

- Technology and Management. – 2017. – Vol.9. – No 2. – Pp.169-178. – DOI: 10.5028/jatm.v9i2.725.
- 19) Mavris D.N., DeLaurentis D.A., Soban D.S. Probabilistic Assessment of Handling Qualities Characteristics in Preliminary Aircraft Design // AIAA Journal. – 1998. – No 0492. – DOI:10.2514/6.1998-492.
 - 20) Campbell A., Cheng A. Uncertainty Limits for an Aircraft-Based Runway Friction Assessment Method // ICRA. – 2016. – No 51.
 - 21) Mavris D.N., DeLaurentis D.A. A Stochastic Design Approach for Aircraft Affordability // ICAS. – 1998. – No 613.
 - 22) Mavris D.N., DeLaurentis D.A., Schrage D.P. System Synthesis in Preliminary Aircraft Design Using Statistical Methods // ICAS. – 1996.
 - 23) Veresnikova G.S., Pankovaa L.A., Proninaa V.A. et al. Determining maneuverable aircraft parameters in preliminary design under conditions of uncertainty // Procedia Computer Science. – 2017. – Vol. 112. – Pp. 1123-1130.
 - 24) Lawrence L. Green, Hong-Zong Lin, Mohammad R. Khalessi Probabilistic methods for uncertainty propagation applies to aircraft // AIAA Journal, – 2002. – No.3140. – DOI:10.2514/6.2002-3140
 - 25) Mavris, D.N., Mantis, G.C., Kirby, M.R. Demonstration of a Probabilistic Technique for the Determination of Economic Viability // AIAA Journal. – 1997. – No 5585. – DOI:10.2514/6.1997-5585.
 - 26) Padulo M., Campobasso M.S., Guenov M.D., Novel uncertainty propagation method for robust aerodynamic design // AIAA Journal. – Vol. 49. – No. 3 – Pp. 530–543. - DOI:10.2514/1.J050448.
 - 27) Mavris D.N., DeLaurentis D.A., Bandte O., Hale M.A. A Stochastic Approach to Multi-disciplinary Aircraft Analysis and Design // AIAA Journal. – 1998. – No 5585. – DOI:10.2514/6.1998-912.
 - 28) Mavris, D.N., DeLaurentis, D.A. A probabilistic approach for examining aircraft concept feasibility and viability. Aircraft Design // An International

- Journal: Theory, Technology, Applications. – 2000. – No 3. – Pp.79–101. – DOI:10.1016/S1369-8869(00)00008-2.
- 29) Самойлович, О.С. Формирование области существования самолета в пространстве обобщенных проектных параметров: Учебное пособие по курсу «Проектирование самолетов». – М.: Изд-во МАИ, 1994. – 56 с.
- 30) Проектирование самолетов / под ред. М.А. Погосяна. – 5-е изд., перераб. и доп. – М. Машиностроение, 2018. – 864 с. – ISBN 978-5-6040281-5-5.
- 31) Куприков, М.Ю. Структурно-параметрический синтез облика самолета при "жестких" инфраструктурных ограничениях: автореферат дис. ... доктора технических наук: 05.07.02. – Москва, 1999. – 24 с.
- 32) Егер, С.М. Основы автоматизированного проектирования самолетов / С.М. Егер, Н.К. Лисейцев, О.С. Самойлович. – М.: Машиностроение, 1986. – 232 с.
- 33) Максимович, В.З. Автоматизация проектных работ в самолетостроении. – М.: Издательство МАИ, 2011. – 78 с.
- 34) Мальчевский, В.В. Матрично-топологический метод синтеза и компоновки самолета (опыт автоматизации творческой деятельности конструктора). МАИ, 2011. – 354 с.
- 35) Особенности проектирования легких боевых и учебно-тренировочных самолетов / А.Н. Акимов, В.В. Воробьев, О.Ф. Демченко и др.; под. Ред. Н.Н. Долженкова и В.А. Подобедова. – М.: Машиностроение / Машиностроение-Полет, 2005. – 368 с. – ISBN 5-217-03305-3.
- 36) Чернов, Л.Г. Основы методологии аэродинамического проектирования маневренного многорежимного самолета-истребителя / Л. Г. Чернов, А. Г. Милованов. - М.: Изд-во МАИ, 2004. – 236 с. – ISBN 5-7035-1504-1 .

- 37) Raymer D.P. Aircraft design: a conceptual approach / Daniel P. Raymer. - [2. ed., 3. printing]. - Washington: Amer. inst. of aeronautics a. astronautics, Cop. 1992. – P. 745 c. – ISBN 0-930-403-51-7.
- 38) Егер С.М., Лисейцев Н.К., и др. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1983.
- 39) PMBoK: A Guide to The Project Management Body of Knowledge -PMI, 5-edition, 2013
- 40) ГОСТ Р 58048-2017. Трансфер технологий. Методические указания по оценке уровня зрелости технологий = Technology transfer. Technology maturity assessment methodology guide: национальный стандарт Российской Федерации : издание официальное : утвержден и введен в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 29 декабря 2017 г. N 2128-ст : введен впервые : дата введения 2018-06-01 / разработан Федеральным государственным бюджетным учреждением "Национальный исследовательский центр "Институт имени Н.Е.Жуковского" (ФГБУ "НИЦ "Институт имени Н.Е. Жуковского"). – М.: Стандартинформ, 2018.
- 41) ГОСТ Р 56861-2016. Система управления жизненным циклом. Разработка концепции изделия и технологий. Общие положения = Life cycle management system. Product conception and technologies development. General provisions : национальный стандарт Российской Федерации : издание официальное : утвержден и введен в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 20 февраля 2016 г. N 60-ст : введен впервые : дата введения 2016-10-01 / разработан Научно-исследовательским институтом стандартизации и сертификации "Лот" Федерального государственного унитарного предприятия "Крыловский государственный научный центр" (НИИ "Лот" ФГУП "Крыловский государственный научный центр"), Федеральным государственным

- унитарным предприятием "Научно-исследовательский институт стандартизации и унификации" (ФГУП "НИИСУ"). – М.: Стандартиформ, 2017.
- 42) ГОСТ Р ИСО 31000-2019. Менеджмент риска. Принципы и руководство = Risk management. Principles and guidelines : национальный стандарт Российской Федерации : издание официальное : утвержден и введен в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 10 декабря 2019 г. N 1379-ст : идентичен международному стандарту ИСО 31000:2018 : дата введения 2020-03-01 / подготовлен некоммерческим партнерством "Русское Общество Управления Рисками" (НП "РусРиск") на основе собственного перевода на русский язык англоязычной версии стандарта. – М.: Стандартиформ, 2019.
- 43) ГОСТ Р 58771-2019. Менеджмент риска. Технологии оценки риска = Risk management. Risk assessment technologies : издание официальное : утвержден и введен в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 17 декабря 2019 г. N 1405-ст : дата введения 2020-03-01 / разработан некоммерческим партнерством "Русское Общество Управления Рисками" (НП "РусРиск"). – М.: Стандартиформ, 2020.
- 44) ГОСТ Р 51897-2011. Менеджмент риска. Термины и определения = Risk management. Terms and definitions : издание официальное : утвержден и введен в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 16 ноября 2011 г. N 548-ст : идентичен международному документу ISO Guide 73:2009 : дата введения 2012-12-01 / подготовлен Автономной некоммерческой организацией "Научно-исследовательский центр контроля и диагностики технических систем" (АНО "НИЦ КД") на

- основе собственного аутентичного перевода на русский язык англоязычной версии документа.. – М.: Стандартинформ, 2019.
- 45) ГОСТ Р 52806-2007. Менеджмент рисков проектов. Общие положения = Project risk management. General : издание официальное : утвержден и введен в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 27 декабря 2007 г. N 422-ст : введен впервые : дата введения 2010-01-01 / разработан Научно-техническим центром "ИНТЕК". – М.: Стандартинформ, 2009.
- 46) ГОСТ Р 56275-2014. Менеджмент рисков. Руководство по надлежащей практике менеджмента рисков проектов = Risk management. Project risk management good practice guide : издание официальное : утвержден и введен в действие Приказом Федерального агентства по техническому регулированию и метрологии от 26 ноября 2014 г. N 1861-ст : введен впервые : дата введения 2016-01-01 / разработан Обществом с ограниченной ответственностью "НИИ экономики связи и информатики "Интерэкомс" (ООО "НИИ "Интерэкомс"). – М.: Стандартинформ, 2015.
- 47) Комаров А.В., Петров А.Н., Сартори А.В. Модель комплексной оценки технологической готовности инновационных научно-технологических проектов // Экономика науки. – 2018. – Т. 4. – № 1. – С. 47–57.
- 48) Петров А. Н., Сартори А. В., Филимонов А. В. Комплексная оценка состояния научно-технических проектов через уровень готовности технологий // Экономика науки. – 2016. – Т. 2. – № 4. – С. 244-260.
- 49) Хрусталева Е.Ю., Соколов Н.А., Фрейшанет Т.В. Принципы и проблемы формирования и реализации планов создания и

- производства наукоемкой и высокотехнологичной авиационной техники // Научный журнал КубГАУ. – 2017. – №128. – С. 894-913
- 50) Шейнин, В.М. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов: Справочник. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1984. – 552 с.
- 51) Counts M.A., Kiger B., Hoffschwelle J., Houtman A., Henderson G. F-35 Air Vehicle Configuration Development // AIAA Journal. – 2018. – No3367. – DOI: 10.2514/6.2018-3367.
- 52) Плунский П.В. Истребитель Су-27. Часть 2. Рождение легенды / Плунский П.В., Зенкин В.Н., Гордюков Н., Бедретдинов И. – М.: Изд. группа «Бедретдинов и Ко», 2009. – 648 с.
- 53) Г.А. Колесников, В.К. Марков, А.А. Михайлюк и др. / Аэродинамика летательных аппаратов / Под. ред. Г.А. Колесникова – М.: Машиностроение, 1993. – 544 с. – ISBN 5-217-01944-8.
- 54) Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолётов / под ред. Г.С. Бюшгенса. – М.:Физматлит, 1998. – 816 с. – ISBN 5-02-015111-4.
- 55) Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор) / Под общей редакцией В.А. Скибина, В.И. Солоница. – М.: ЦИАМ, 2004. – 424 с.
- 56) Вентцель, Е.С. Теория вероятностей. – М.: Наука, 1969. – 576с.
- 57) Практическая аэродинамика самолета МиГ-25РБ / Военное издательство Министерства обороны СССР, 1978 — 320 с.
- 58) Практическая аэродинамика самолета МиГ-23МЛ и МиГ-23УБ / ВВИА им. Жуковского, 1978 – 368 с.
- 59) Практическая аэродинамика самолета МиГ-29. Учебное пособие. [Электронный ресурс] . – URL: <http://www.airwar.ru/other/bibl/mig29aerodin.html>

- 60) Практическая аэродинамика Су-24. [Электронный ресурс] . – URL: <https://www.avsim.su/f/dokumentaciya-obshego-znachenia-16/prakticheskaya-aerodinamika-su-24-10332.html>
- 61) Руководство по расчету дальности и продолжительности полета самолетов МиГ-29 и МиГ-29УБ с двигателями РД-33. [Электронный ресурс]. – URL: <https://bookree.org/reader?file=543570>
- 62) Самолет МиГ-21БИС. Техническое описание – Книга 1. Лётно-технические характеристики. [Электронный ресурс]. – URL: <https://militechlit.rusff.ru/viewtopic.php?id=16>
- 63) Тарасенков, А.М. Динамика полета и боевого маневрирования летательных аппаратов / А.М. Тарасенков, В.Г. Брага, В.Т. Тараненко. – М.: ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1984. – 508 с.
- 64) Лысенко, Н.М. Аэродинамика и динамика полета маневренных самолетов. – М.: Воениздат, 1984. – 545с.
- 65) Аронин, Г.С. Практическая аэродинамика. – М.: Воениздат МО, 1962. – 384с.
- 66) Ништ М.И. Аэродинамика и динамика полета маневренных самолетов – ВВИА им. Проф. Жуковского, 2006.
- 67) Нелюбов А.И. , Новад А.А. Динамика полета боевых летательных аппаратов ВВИА им. Проф. Жуковского, 1992.
- 68) Клягин В.А., Лаушин Д.А. Учет рисков, связанных с достижением заданных лётно-технических характеристик самолета // Общероссийский научно-технический журнал ПОЛЕТ. – 2019. – №1. – С. 28-32.
- 69) 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

- 70) 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.
- 71) Лаушин Д.А. Клягин В.А. К вопросу о влиянии факторов неопределенности на облик самолета // Тезисы докладов XLIV Международной молодёжной научной конференции Гагаринские чтения. – М.: МАИ, 2018. – Т.1. – С. 57.
- 72) 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. – М.: МАИ, 2019. – С. 60.
- 73) 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. – М.: МАИ, 2020. – С. 76.
- 74) 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» (25–26 ноября 2020 г.). – Воронеж: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2020. – 329 с.

ПРИЛОЖЕНИЕ А. Акт внедрения

Утверждаю

Первый заместитель управляющего
директора - директор ОКБ Сухого

М.Ю. Стрелец

2021 г.

АКТ О ВНЕДРЕНИИ

результатов диссертационной работы на соискание учёной степени кандидата технических наук Лаушина Дмитрия Андреевича «Методика формирования облика самолета с учетом вероятности достижения заданных летно-технических характеристик».

Комиссия в составе:

председатель комиссии:

- заместитель начальника НИО-1 – начальник отдела 100

Ерофеев В.С.;

члены комиссии:

- начальник бригады 100-3

Ширинский П.В.;

- ведущий конструктор 1 класса, кандидат технических наук

Еремин Н.А.

составили настоящий акт о том, что результаты диссертационной работы «Методика формирования облика самолета с учетом вероятности достижения заданных летно-технических характеристик» на соискание учёной степени кандидата технических наук Лаушина Д.А. реализованы в «ОКБ Сухого» при выполнении НИР по созданию перспективного самолёта (НТО №074850).

Внедрение результатов диссертационной работы Лаушина Д.А. позволило обоснованно уменьшить величину закладываемого запаса на изменение облика перспективного самолёта в процессе проектирования.

Председатель комиссии:

Заместитель начальника НИО-1

начальник отдела 100

В.С. Ерофеев

Члены комиссии:

Начальник бригады 100-3

П.В. Ширинский

Ведущий конструктор 1 класса, к.т.н.

Н.А. Еремин