

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ» (МГТУ ГА)

На правах рукописи

Марасанов Леонид Олегович

**МЕТОД ОЦЕНКИ СООТВЕТСТВИЯ ТРЕБОВАНИЯМ
ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ РАЗРЕШЕНИЙ В ЧАСТИ
АВТОМАТИЧЕСКОГО САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

Специальность 05.22.14 – Эксплуатация воздушного транспорта

Диссертация

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель
доктор технических наук, профессор,
Кузнецов С. В.

Москва 2021

Содержание

Введение.....	5
1 Анализ требований к точностным характеристикам автоматического самолетовождения ВС на этапе эксплуатации для выдачи эксплуатационных разрешений.....	12
1.1 Анализ перечня эксплуатационных разрешений, базирующихся на точности автоматического самолетовождения и методов определения соблюдения требований.....	12
1.2 Анализ возможностей использования бортовых средств регистрации параметров полета для оценки точности автоматического самолетовождения.....	19
1.3 Анализ состава и характера параметров автоматического самолетовождения, определяющих соблюдение требований эксплуатационных разрешений.....	33
1.3.1 Анализ требований RVSM	33
1.3.2 Анализ требований PBN	35
1.3.3 Анализ требований CAT I – CAT III	41
1.3.4 Анализ требований EDTO	47
1.4 Комплексный подход к оценке точностных характеристик автоматического самолетовождения.....	48
1.5 Выводы к главе 1 и постановка научной задачи диссертационной работы .	54
2 Математические модели движения самолета в основных режимах автоматического самолетовождения	57
2.1 Математическая модель полного пространственного движения самолета...	57
2.2 Математическая модель продольного движения самолета при автоматической стабилизации высоты.....	62
2.3 Математическая модель бокового движения самолета при автоматической стабилизации на линии заданного пути.....	69

2.4 Математические модели бокового и продольного движений самолета при автоматическом заходе на посадку.....	71
Выводы по главе 2.....	74
3 Выбор методов расчета и разработка алгоритмов оценки точностных характеристик параметров полёта автоматического самолетовождения.....	76
3.1 Задача определения вида функции распределения при оценке точностных характеристик автоматического самолетовождения.....	76
3.2 Анализ основных точностных характеристик полета при автоматическом самолетовождении.....	79
3.2.1 Выбор методов оценки характеристик случайных процессов	81
3.2.2 Анализ возможности использования критерия согласия Пирсона (Хи-квадрат).....	90
3.2.3. Аппроксимация выборочных данных полёта нормальным распределением.....	97
3.2.4 Анализ возможностей критерия согласия Никулина для оценки вида функций распределения.....	99
3.2.5 Алгоритм работы критерия Никулина с исходной выборкой параметра для логнормального распределения.....	107
Выводы к главе 3.....	125
4 Результаты математического моделирования оценки точности параметров автоматического самолетовождения при определении соответствия требованиям эксплуатационных разрешений.....	126
4.1 Результаты исследования и оценка точности режима стабилизации высоты и соответствия требованиям RVSM.....	126
4.2 Результаты исследования и оценка точности режима стабилизации на линии заданного пути и соответствия требованиям PBN.....	131
4.3 Результаты исследования и оценка точности режима автоматического захода на посадку и соответствия требованиям CAT I – CAT III.....	139
4.4. Математическое моделирование законов распределения.....	144
4.5 Математическое моделирование точности захода на посадку.....	148

Выводы к главе 4.....	162
Заключение	163
Список сокращений.....	166
Список литературы	168
Приложение.....	183

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования. Международная организация гражданской авиации (ГА) ИКАО регламентирует необходимость выдачи эксплуатантам специальных эксплуатационных разрешений, таких как: производство полетов с использованием норм сокращенного минимума вертикального эшелонирования (RVSM - Reduced Vertical Separation Minimum); производство полетов с использованием навигации, основанной на характеристиках (PBN - Performance-based Navigation); осуществления автоматических посадок по категориям CATII и CATIII ИКАО; производство полетов по нормам EDTO/ETOPS (Extended Twin OperationS/Extended Diversion Time Operations) самолетов с газотурбинными двигателями продолжительностью более 60 мин до запасного аэродрома на маршруте с увеличенным временем ухода на запасной аэродром и к производству полетов на двухмоторном самолёте над малоориентированной местностью; производство полетов с использованием бортовых систем предупреждения столкновений TCAS (Traffic alert and Collision Avoidance Systems), систем предупреждения о приближении земли EGPWS (Enhanced ground proximity warning systems) и электронной системы бортовой документации EFB (Electronic Flight Bag).

Возможность удовлетворения требованиям эксплуатационных разрешений вытекает из анализа состава, тактико-технических и эксплуатационно-технических характеристик бортового оборудования воздушных судов (ВС) эксплуатанта, программ технического обслуживания и ремонта (ТОиР) организации по ТОиР и ряда других факторов. Это должно происходить на основе научного подхода и с неукоснительным удовлетворением требования всех правовых и нормативных документов, а также анализа точностных характеристик автоматического самолетовождения. Возможность использования TCAS, EGPWS и EFB требует всестороннего научного анализа с учетом всех эксплуатационных факторов.

В связи с этим представляется актуальным разработать метод оценки соответствия требованиям эксплуатационных разрешений в части автоматического самолетовождения ВС. Это позволит принимать решения о соответствии или несоответствии требованиям на этапе эксплуатации на основе анализа точностных характеристик автоматического самолетовождения, повысит безопасность полетов и снизит затраты на проведение проверок на соответствие.

Результаты данной работы позволят использовать предлагаемый метод при выдаче эксплуатационных разрешений и повысить достоверность принимаемых решений.

Степень разработанности темы исследования. Теоретическим исследованиям оценки точности автоматического самолетовождения посвящено достаточно большое количество работ. Этой проблемой занимались как разработчики бортового оборудования: конструкторские бюро, так и многие исследовательские коллективы, и исследователи, занимающиеся вопросами эксплуатации: Красовский А.А., Буков В.Н., Бронников А.М., Белгородский С.Л., Майоров А.В., Воробьев В.Г., Кушельман В.Я., Косьянчук В.В. и другие ученые.

В работах перечисленных авторов исследовались методы оценки точности автоматического самолетовождения, но эти исследования не применялись для решения задач, возникающих на этапе эксплуатации, в частности, при выдаче эксплуатационных разрешений.

Новые методы математической статистики разработаны Большевым Л.Н., Чибисовым Д.М., Гринвудом П. , Никулиным М.С. и другими учеными. Но, к сожалению, в инженерной практике оценки точности автоматического самолетовождения они не применяются.

Данные обстоятельства указывают на необходимость применения новых методов математической статистики для оценки точности автоматического самолетовождения вообще, и для принятия решения о соответствии этой точности требованиям эксплуатационных разрешений.

Области исследований (по паспорту специальности 05.22.14 Эксплуатация воздушного транспорта):

1. Разработка моделей и методов анализа и оценки уровня эксплуатационно-технических характеристик авиационной техники.
2. Разработка методов и средств информационного обеспечения процессов управления эксплуатацией авиационной техники.

Объект исследования. Система обработки полетной информации, как подсистема расследования и предупреждения авиационных происшествий и инцидентов, обеспечения авиационной безопасности.

Предмет исследования. Программно-математическое обеспечение оценки точности автоматического самолетовождения, позволяющее решать задачи определения соблюдения требований эксплуатационных разрешений.

Цели и задачи исследований. Целью работы является решение научной задачи по оценке соответствия точности автоматического самолетовождения требованиям эксплуатационных разрешений.

В соответствии с поставленной целью в настоящей работе необходимо решить следующие задачи:

- выполнить анализ требований к точностным характеристикам автоматического самолетовождения ВС на этапе эксплуатации для выдачи эксплуатационных разрешений;
- разработать метод оценки соответствия требованиям эксплуатационных разрешений в части автоматического самолетовождения, основывающийся на анализе записей параметров полета;
- разработать математические модели замкнутых систем «самолет – система автоматического управления»;
- выполнить анализ методов оценок вида функции законов распределения параметров полёта и осуществить выбор наиболее оптимального из них;
- разработать обобщенный алгоритм выбора вида функции распределения параметров полета для оценки точностных характеристик и алгоритм оценки распределения параметров полета;

- разработать программное обеспечение для оценки точности автоматического самолетовождения на основе записей параметров полёта;

- осуществить экспериментальную проверку предложенных алгоритмов оценки точностных характеристик и принятия решения о соответствии требованиям эксплуатационных разрешений на основе данных реальных полётов.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

- разработан метод оценки соответствия требованиям эксплуатационных разрешений в части автоматического самолетовождения ВС ГА, обеспечивающий в отличие от известных подходов, расширение используемой информации и ее статистическую обработку, а также принятие решений на основе новых математических методов;

- показано, что в режимах автоматического самолетовождения большинство параметров полета ВС, особенно в режиме захода на посадку и посадки, имеет логнормальное распределение функции плотности вероятности;

- разработан алгоритм оценки вида логнормального распределения параметров полёта на базе составленной таблицы с применением критерия Никулина;

- показано, что использование алгоритма увеличивает мощность принятия решения относительно предполагаемой функции распределения в 1,5-2 раза;

- показана работоспособность программно-математического обеспечения метода оценки соответствия на примерах обработки реальной полетной информации.

Теоретическая и практическая значимость работы заключается в определении параметров, характеризующих точность автоматического самолетовождения и регистрируемых бортовыми средствами параметрической информации, статистической обработке этих параметров с помощью современных методов и пакетов прикладных программ, сравнении с требуемыми показателями качества автоматического самолетовождения и принятия решения о соответствии или несоответствии значений параметров требуемым, достаточным для выдачи эксплуатационных разрешений.

Разработанный метод позволяет:

- расширить диапазон использования бортовых средств регистрации параметрической информации в части оценки точности автоматического самолетовождения с учетом технического состояния бортового оборудования;
- повысить достоверность обработки параметрической информации вследствие применения новых статистических методов;
- повысить объективность принятия решения о соответствии или несоответствии требованиям эксплуатационных разрешений в части автоматического самолетовождения.

Методы исследования. Для решения поставленных задач в работе использованы методы математической статистики и теории принятия решений.

Положения, выносимые на защиту:

- алгоритмы оценки вида функции распределения с применением критерия Никулина для оценки точностных характеристик параметров полета, распределенных по нормальному и логнормальному законам;
- результаты статистического анализа параметров, характеризующих точность автоматического самолетовождения
- метод оценки соответствия требованиям эксплуатационных разрешений в части автоматического управления.

Степень достоверности результатов исследования. Достоверность результатов теоретических исследований в данной работе подтверждается тем, что методы и алгоритмы, разработанные автором, базируются на фундаментальных результатах теории математической статистики, справедливость которых доказана ранее. Результаты оценки адекватности математических моделей подтверждаются реальной эксплуатационной статистикой.

Личный вклад автора состоит в: разработке новых теоретических положений, представленных в настоящей работе - разработке алгоритма оценки вида функции распределения с применением критерия Никулина для оценки точностных характеристик параметров полета, распределенных по нормальному и логнормальному законам; получении результатов статистического анализа

параметров, характеризующих точность автоматического самолетовождения; разработке рекомендаций по принятию решений о выдаче эксплуатационных разрешений; подготовке публикаций по материалам настоящей работы.

Апробация результатов исследования. Основные положения работы, научные и практические результаты исследований докладывались и получили положительную оценку на XIII Международной научно-технической конференции "Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества", посвященной 50-летию университета (МНТК-2021), на XII Международной научно-технической конференции "Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества", посвященной 95-летию гражданской авиации (МНТК-2018), на XI Международной научно-технической конференции "Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества", посвященной 45-летию университета (МНТК-2016), на Международной молодежной научной конференции «XLII Гагаринские чтения», 2016г. МАИ, на межвузовской научно-теоретической конференции молодых ученых и аспирантов «Наука. Техника. Человек», 2014г. МГТУГА (г. Москва), на научно-практической конференции студентов и молодых учёных МАИ «Инновации в авиации и космонавтике-2014», на Международной молодежной научной конференции «XXXIX Гагаринские чтения», 2013г., МАТИ, на X Международной научно-технической конференции «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества», посвященной 90-летию гражданской авиации (МНТК-2013), на научно-практической конференции студентов и молодых учёных МАИ «Инновации в авиации и космонавтике-2012», на IX Международной научно-технической конференции «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества», посвященной 40-летию МГТУ ГА (МНТК-2011), на научно-практической конференции студентов и молодых учёных МАИ «Инновации в авиации и космонавтике-2011», на научном семинаре в ГосНИИ «Аэронавигация» с докладом «Совершенствование оценок точностных характеристик ЛА», Москва, 27/01/2009 г., на конкурсе научно – технических работ и проектов молодых ученых и специалистов

«Молодежь и будущее авиации и космонавтики-2009» МАИ (г. Москва), на международной научно-технической конференции «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества», посвященная 85-летию гражданской авиации России, г. Москва, 2008г., на международной научно-технической конференции «Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества», посвященная 35-летию со дня основания университета МГТУГА, Москва, 2006г., на третьей научно-практической конференции «Исследования и перспективные разработки в авиационной промышленности» 2005 г. МАИ (г. Москва).

Публикации. Основные результаты диссертации опубликованы в 11-и печатных работах, 6 из которых опубликованы в изданиях, рекомендованных Высшей аттестационной комиссией при Министерстве науки и высшего образования Российской Федерации (45 с.). 4 публикации в трудах международных и всероссийских конференций (4 с.); 1 публикация в иных изданиях (1 с).

Структура и объём работы. Диссертация в виде рукописи общим объемом 186 страниц машинописного текста, включает в себя введение, основную часть работы (162 с.) из четырёх глав, заключение (с итогами исследования, рекомендациями и перспективами дальнейшей разработки темы работы), список сокращений и условных обозначений, список литературы из 132 наименований, а также 2-х приложений.

1 АНАЛИЗ ТРЕБОВАНИЙ К ТОЧНОСТНЫМ ХАРАКТЕРИСТИКАМ АВТОМАТИЧЕСКОГО САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ ВС НА ЭТАПЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДЛЯ ВЫДАЧИ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ РАЗРЕШЕНИЙ

1.1 Анализ перечня эксплуатационных разрешений, базирующихся на точности автоматического самолетовождения и методов определения соблюдения требований

Международная организация гражданской авиации (ГА) ИКАО регламентирует в соответствии требованиями Приложения 6 и Приложения 11 к Конвенции о международной гражданской авиации [111, 112] необходимость выдачи эксплуатантам специальных эксплуатационных разрешений, таких как:

1. производство полетов с использованием норм сокращенного минимума вертикального эшелонирования (RVSM - Reduced Vertical Separation Minimum);
2. производство полетов с использованием навигации, основанной на характеристиках (PBN - Performance-based Navigation);
3. осуществления автоматических посадок по категориям CATII и CATIII ИКАО;
4. производство полетов по нормам EDTO/ETOPS (Extended Twin OperationS/Extended Diversion Time Operations) самолетов с газотурбинными двигателями продолжительностью более 60 мин до запасного аэродрома на маршруте с увеличенным временем ухода на запасной аэродром на двухмоторном самолёте над малоориентированной местностью;
5. производство полетов с использованием бортовых систем предупреждения столкновений TCAS (Traffic alert and Collision Avoidance Systems),

6. производство полетов с системами предупреждения о приближении земли EGPWS (Enhanced ground proximity warning systems);

7. производство полетов с электронной системой бортовой документации EFB (Electronic Flight Bag).

Эти разрешения непосредственно касаются обеспечения качества автоматического самолетовождения (рис.1.1).

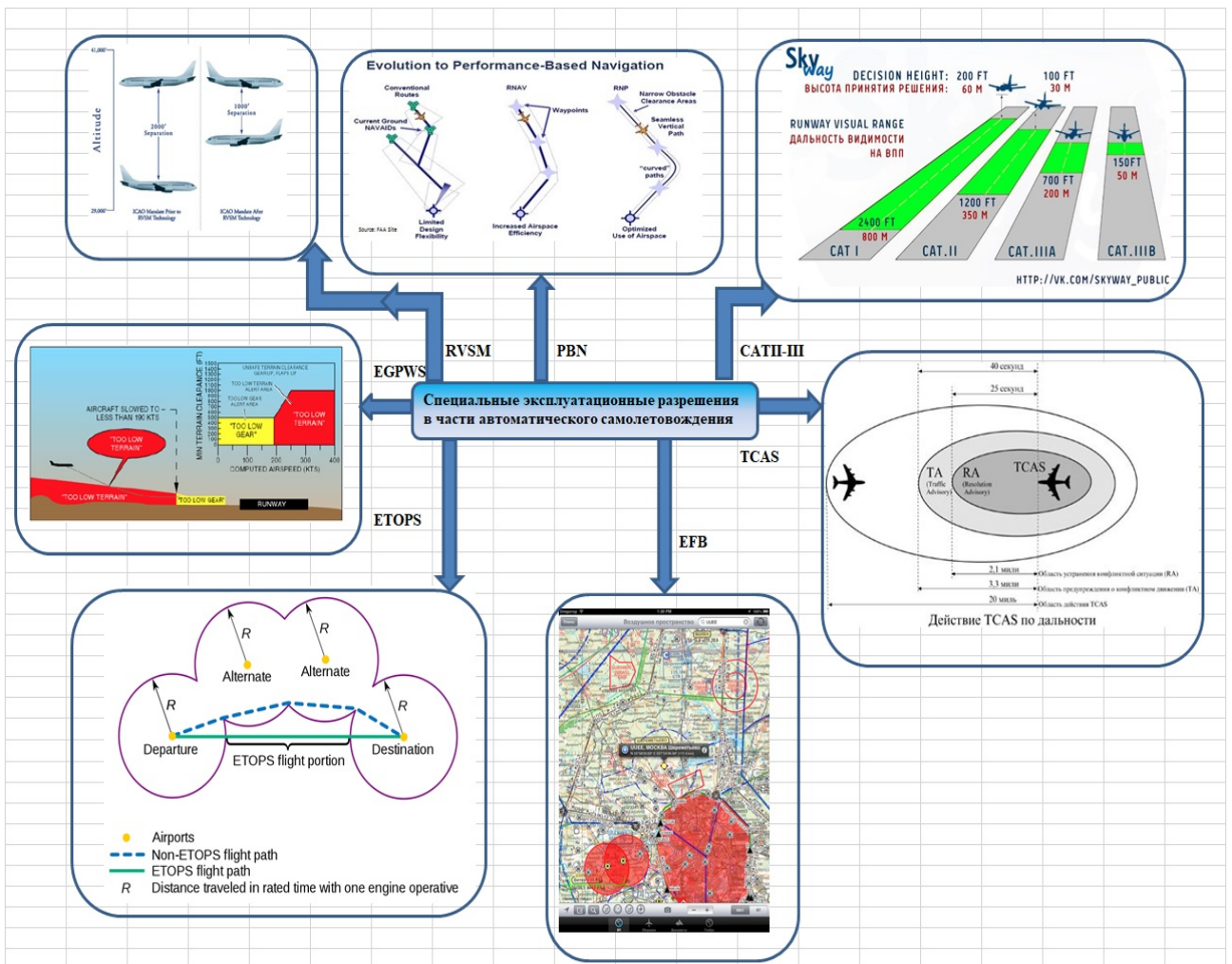


Рисунок 1.1 - Специальные эксплуатационные разрешения в части автоматического самолетовождения

Возможность удовлетворения требованиям эксплуатационных разрешений вытекает из анализа состава, тактико-технических и эксплуатационно-технических характеристик бортового оборудования ВС эксплуатанта, программ технического обслуживания и ремонта (ТОиР) организации по ТОиР и ряда

других факторов [71].

Следует иметь в виду, что речь идет о ВС, которые имеют сертификат летной годности, то есть успешно прошли сертификационные испытания, в том числе, и на выполнение вышеуказанных требований. Однако в процессе эксплуатации вследствие ухудшения эксплуатационно-технических характеристик бортового оборудования ВС эксплуатанта, таких как:

- снижение точности измерения пилотажно-навигационных параметров;
- снижение точности автоматического управления ВС;
- возникновение отказов и неисправностей бортового оборудования;
- осуществление полетов с использованием перечня минимального оборудования (ПМО) с допустимыми отказами;
- нарушения объема и качества выполнения работ по ТО и ряда других факторов,

происходит нарушение требований в части соблюдения точности автоматического самолетовождения. Вследствие этого возникает ситуация, когда сертификат летной годности должен подтверждаться в течение всего процесса эксплуатации конкретного ВС, находящегося у конкретного эксплуатанта и конкретной Организации по ТО, отвечающей за поддержание летной годности.

В связи с этим, авиационные власти должны осуществлять периодическую проверку соблюдения требований в части автоматического самолетовождения, выдавать, продлевать или изымать эксплуатационные разрешения в зависимости от соблюдения или не соблюдения выполнения этих требований.

В настоящее время существуют различные методы определения соблюдения требований эксплуатационных разрешений [28,81].

Внедрение сокращенного минимума вертикального эшелонирования (RVSM) между эшелонами полета 290 и 410 в восточной части Европейского региона ИКАО (регион EURASIA RVSM) позволило значительно повысить пропускную способность воздушного пространства и снизить расход топлива на 2–4 % за счет использования ВС экономически выгодных эшелонов. В то же

время сокращение минимальных интервалов вертикального эшелонирования потребовало организовать постоянно действующий контроль (мониторинг) характеристик выдерживания высоты ВС.

Так, например, для выдачи или подтверждения разрешения на производство полетов с использованием норм сокращенного минимума вертикального эшелонирования (RVSM) существует процедура, определенная Координационной группой региональных мониторинговых агентств и Координационной группой Европейской группы аэронавигационного планирования (COG EANPG) Европейского мониторингового агентства (EURRMA, Eurocontrol). Процедура предусматривает периодический пролет ВС над наземными радиотехническими средствами (расположены в районе Боденского озера), способными определить высоту ВС на эшелоне и оценить точность стабилизации высоты эшелона в автоматическом режиме. Очевидно, что такая процедура должна предусматривать планирование полетов ВС эксплуатанта над районом с этими радиотехническими средствами. Она сложна, неудобна и дорогостояща.

Альтернативный метод подтверждения разрешения на производство полетов с использованием норм сокращенного минимума вертикального эшелонирования (RVSM) предусматривает использование автономных средств регистрации параметров полета, которые вместе с использующих их специалистом, должны быть периодически установлены на конкретное ВС и задействованы при осуществлении тестового полета (или очередного полета). Замер точности стабилизации высоты осуществляется автоматизированно, расшифровка и анализ записи происходит в наземных условиях. Эта процедура также определена перечисленными координационными группами и агентствами. В России такую процедуру осуществляет региональное мониторинговое агентство (РМА) «Евразия» в Филиале «НИИ Аэронавигации» ФГУП ГосНИИ ГА. Эта организация проводит работу по выполнению Программы контроля характеристик выдерживания высоты ВС в воздушном пространстве RVSM в России, Киргизии, Казахстане, Узбекистане, Таджикистане и Туркменистане

[97].

Специалистами РМА «Евразия» был подготовлен проект Стратегии развития инфраструктуры технических средств мониторинга RVSM для Европейского региона ИКАО на 2020 – 2030 годы. Одновременно, РМА «Евразия» совместно с американским мониторинговым агентством (NAARMO, Федеральная авиационная администрация США) готовит предложения по стандартизации форматов данных для процесса верификации наличия у ВС допусков к полетам в пространстве RVSM [24].

Что касается второго типа эксплуатационных ограничений, то существует «План внедрения навигации, основанной на характеристиках (PBN) в воздушном пространстве Российской Федерации», одобренный в Росавиации [79]. План разработан в соответствии с Руководством по навигации (DOC 9613 ИКАО) [96]. Его цель – реализация преимуществ PBN при минимальных затратах эксплуатантов ВС и поставщиков аэронавигационного оборудования, а также интеграция Аэронавигационной системы России в региональную европейскую и мировую аэронавигационные системы. Очевидно, что контроль за выполнение требований PBN будет основан на схожей для контроля RVSM процедуре, позволяющей оценить точность стабилизации ВС на линии заданного пути (например, линейное боковое отклонение или отклонение от заданного путевого угла). Метод определения соответствия может предусматривать использование автономных наземных радиотехнических средств или автономного бортового контрольного оборудования.

Как показал анализ, выдача эксплуатационных разрешений третьего типа для осуществления автоматических посадок по категориям CATII и CATIII ИКАО в Российской Федерации пока не практикуется. Тем не менее, из 123 международных аэродромов России, содержащихся в AIP (Aeronautical Information Publication), 60 аэродромов (65%) являются категоризованными [117]. Согласно ФАП-128 «Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации» [107] для установления эксплуатационных минимумов

аэродрома рекомендовано использовать Инструктивный материал документа ИКАО «Руководство по всепогодным полетам» (Doc 9365 AN/910 ИКАО) [95]. Однако, ни в этом ФАП, ни в Doc 9365 отсутствуют процедуры по оценке и подтверждению точности автоматического самолетовождения при заходе на посадку на категорированный аэродром конкретным ВС в конкретной ситуации. При проведении сертификационных испытаний для решения этой задачи обычно используется дополнительная контрольно-записывающая аппаратура с последующей расшифровкой записей в наземных условиях. Очевидно, что решение такой задачи таким методом в процессе эксплуатации невозможно.

Выдача эксплуатационных разрешений четвертого типа для производства полетов по нормам EDTO/ETOPS происходит на основе выполнения распоряжения авиационных властей России. В целях исполнения положений Федеральных авиационных правил ФАП-246 "Требования к юридическим лицам, индивидуальным предпринимателям, осуществляющим коммерческие воздушные перевозки. Форма и порядок выдачи документа, подтверждающего соответствие юридических лиц, индивидуальных предпринимателей, осуществляющих коммерческие воздушные перевозки, требованиям федеральных авиационных правил" [106], в части допуска ВС к полетам с увеличенным временем ухода на запасной аэродром (ETOPS/EDTO) эксплуатанты обязаны направлять в адрес Управления поддержания летной годности ВС Росавиации ежеквартальные и годовые письменные отчеты о характеристиках надежности и безотказности самолетов и двигателей, допущенных к выполнению полетов по правилам ETOPS/EDTO, с указанием выполненных корректирующих действий по результатам расследований происшедших с ВС инцидентов и отказов ETOPS/EDTO значимых систем [78].

В этом распоряжении отсутствует требование по оценке точности автоматического самолетовождения после отказа одного из двигателей и продолжения полета до аэропорта назначения или запасного аэродрома, что, очевидно, снижает качество принятия решения только на основе характеристик надежности и безотказности ВС и двигателей. С нашей точки зрения, такое

требование совершенно необходимо.

Выдача эксплуатационных разрешений пятого типа для производства полетов с использованием бортовых систем предупреждения столкновений TCAS [27] должно происходить на основе анализа опыта и статистики случаев предупреждения столкновений с самолетами. В РФ пока отсутствуют правила и не сформулированы требования на выдачу подобных разрешений. Международный опыт показывает настоятельную необходимость таких разрешений для обеспечения безопасности полетов. Для этой цели необходим анализ параметров полета в момент возникновения события – угрозы столкновения самолетов.

Выдача эксплуатационных разрешений шестого типа для производства полетов с системами предупреждения о приближении земли EGPWS [82] должно происходить на основе анализа опыта и статистики случаев предупреждения столкновений с землей. В РФ пока отсутствуют правила и не сформулированы требования на выдачу подобных разрешений. Международный опыт показывает настоятельную необходимость таких разрешений для обеспечения безопасности полетов. Для этой цели необходим анализ параметров полета в момент возникновения события – угрозы столкновения с землей.

Выдача эксплуатационных разрешений седьмого типа для производства полетов с электронной системой бортовой документации EFB должно происходить на основе анализа опыта использования электронных баз данных для формирования плана полета для электронных планшетов и их соответствия электронным базам данных, используемых в режимах автоматического управления с помощью FMS (Flight Management Systems). Это необходимо для обеспечения безопасности полетов. Для этой цели необходим анализ точности соблюдения плана полета по его завершении.

Как видно, для принятия решения о выдаче, продлении или изъятии эксплуатационных разрешений всех семи типов в части автоматического самолетовождения требуется сбор, обработка, анализ разнообразной полетной информации. Это должно происходить на основе научного подхода и с

неукоснительным удовлетворением требования всех правовых и нормативных документов, а также анализа точностных характеристик автоматического самолетовождения [41, 42].

Существующие методы определения соблюдения требований эксплуатационных разрешений требуют применения сложных и дорогостоящих процедур. Часть разрешений вообще не определяет требований, которые могли бы быть как-то измерены. Вместе с тем, в последнее время ВС оснащаются развитыми бортовыми системами регистрации полетной информации, способными обеспечить накопление о большом количестве параметров, характеризующих автоматическое самолетовождение и выполнение требований эксплуатационных разрешений в этой части. Проведем анализ таких систем.

1.2 Анализ возможностей использования бортовых средств регистрации параметров полета для оценки точности автоматического самолетовождения

Бортовые средства регистрации параметров (БСРП) полета весьма разнообразны. Отечественные бортовые многоканальные системы регистрации параметров МСРП-256, МСРП-А-01, МСРП-А-02, БУР-3, БУР-4, БУР-92А и ряд других предназначены для сбора и регистрации в полете параметрической информации и сохранения ее в случае авиационного происшествия. Эти регистраторы установлены на отечественные ВС ГА, а также самолеты военно-воздушных сил: Ил-96, Ту-204, Ту-214, Ту-160, Ту-22 и другие [77, 86, 87, 91].

Эти системы способны регистрировать от нескольких сот до нескольких тысяч параметров в виде аналоговых сигналов, разовых команд и цифрового кода.

Среди регистрируемых параметров имеются несколько десятков параметров, характеризующих точность автоматического самолетовождения.

В настоящее время в ГА РФ наряду с ВС отечественного производства эксплуатируются также ВС иностранного производства. Обычно они оборудованы бортовыми регистраторами, состоящими из двух систем:

- самописца полетных данных (FDR);
- бортового речевого самописца (CVR).

Эти регистраторы удовлетворяют требованиям, предъявляемым к самописцам полетных данных Международной организацией гражданской авиации (ИКАО), изложенным в Приложении 6 к Конвенции о международной гражданской авиации. Часть 1. Международный коммерческий воздушный транспорт. Самолеты (Дополнение D. Бортовые самописцы.) [111]. Самописцы полетных данных классифицируются по типу I, типу II и IIА в зависимости от числа регистрируемых параметров и длительности записи, требующейся для сохранения зарегистрированной информации.

Самописец полетных данных (FDR) типа I регистрирует, по крайней мере, 32 параметра, необходимых для точного определения траектории полета, скорости, пространственного положения, тяги двигателей, конфигурации и режима полета самолета.

Самописцы полетных данных (FDR) типов II и IIА регистрируют, по крайней мере, первые 15 параметров, необходимые для точного определения траектории полета, скорости, пространственного положения, тяги двигателей самолета и конфигурации устройств, создающих подъемную силу и сопротивление.

Все FDR иностранного производства способны сохранять информацию, зарегистрированную в течение, по крайней мере, последних 25 часов их эксплуатации.

Полетная информация FDR анализируется в технических единицах на предмет оценки соответствия всех зарегистрированных параметров. При этом

особое внимание уделяется параметрам, поступающим от датчиков, входящих в комплект самописца.

Функция регистрации полетных данных на основана на сборе и записи по меньшей мере восьмидесяти восьми важных параметров, таких как время, высота, воздушная скорость, курс и высота ВС.

Все данные, собранные датчиками самолета, пересылаются на интегрированный блок интерфейса и управления полетными данными (ИБУПД) (IFDMU), который собирает и регулирует цифровые сигналы, представляющие функции самолета в цифровом потоке битов, передаваемом на бортовой регистратор данных (БРД-FDR).

На современных ВС, как правило, устанавливается твердотельный бортовой регистратор данных (ТТБРД), например, FA2100, совместно с ИБУПД.

Полученные параметры самолета форматируются ИБУПД по стандарту характеристик ARINC 717 (двоичный файл необработанных данных) и пересылаются в ТТБРД со скоростью 256 слов в секунду для безопасного хранения.

На отечественном самолете SSJ-100 установлен регистратор полетных данных фирмы Thales, На рис.1.2 показан его интерфейс с кабинетами авионики и другими самолетными системами.

В ИБУПД функционируют два комплекта программного обеспечения (ПО). Один комплект - это ПО системы сбора полетных данных (ССПД FDAS), второй – ПО системы контроля состояния самолета (СКСС). Разбиение ПО ИБУПД гарантирует полное разделение между ПО ССПД, выполняющим требования БРД, и ПО СКСС, выполняющим требования эксплуатанта.

Однако к моменту начала эксплуатации ВС иностранного производства в России (по лизинговому соглашению или после приобретения в собственность) выяснилось, что у авиакомпаний отсутствует специальное программное обеспечение для обработки и анализа полетной информации, которое удовлетворяло бы всем требованиям, предъявляемым к подобному роду

программным средствам Российским законодательством в области обеспечения безопасности полетов.

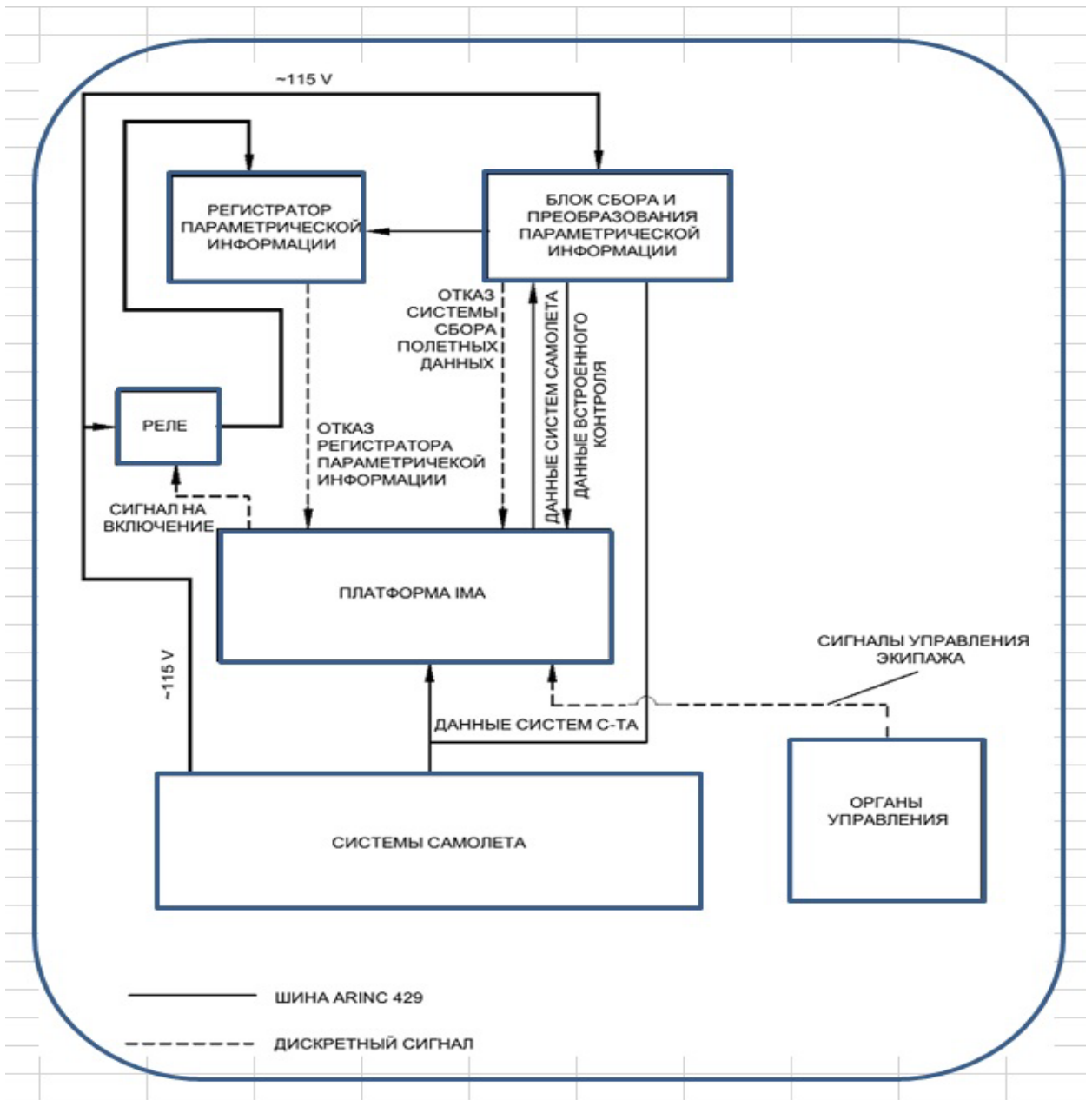


Рисунок 1.2 – Бортовая система регистрации параметрической информации самолета SSJ-100

Связано это с тем, что у эксплуатирующей авиакомпании нет возможности заказать и приобрести сертифицированное программное обеспечение по причине отсутствия какой-либо достоверной информации о реализованном на данном ВС перечне регистрируемых параметров и структуре кадра полетной информации.

Выход из положения находят путем реализации временных мер по обеспечению обработки полетной информации в переходный период. Для этого эксплуатанту ВС надо получить в Управлении по поддержанию летной годности (УПЛГ) Федерального агентства «Росавиация» временное разрешение на право обработки полетной информации под контролем «Авиарегистра России» [105].

При этом эксплуатант ВС обязуется организовать систему обработки полетной информации (СОПИ) на основе либо располагаемых программных и аппаратных средств для аналогичных самолетов того же типа, либо по договору с какой-либо авиакомпанией, эксплуатирующей этот тип ВС и имеющей свидетельство на право осуществления такой деятельности.

На «Авиарегистр России» возлагается контроль правильности и полноты обработки полетной информации с периодической отчетностью эксплуатанта. Определенный период времени необходим эксплуатанту, чтобы определиться с разработчиком программного обеспечения, дождаться завершения этой работы и получить готовый программный продукт, внесенный в Реестр специального программного обеспечения систем обработки полетной информации, допущенного к использованию в авиапредприятиях Российской Федерации.

В последнее время широкое распространение получили системы ACMS – Aircraft Control and Monitoring Systems, называемые у нас интегральными системами управления техническим состоянием (ИСУТС). Такие системы позволяют регистрировать несколько десятков тысяч параметров, в том числе, несколько тысяч параметров, характеризующих точность автоматического самолетовождения.

Такие системы позволяют обеспечить объективную оценку и прогнозирования работоспособности самолетных систем [34, 89, 90,].

Программное обеспечение (ПО) функции ИСУТС направлено на реализацию и сопровождение задач ИСУТС объектов авиационной техники (АТ) в режиме реального времени, что позволяет оперативно оценивать техническое состояние (ТС) функциональных систем (ФС) ВС и принимать научно-

обоснованные решения о возможности продолжения технической эксплуатации (ТЭ) данных объектов.

Задачи ИСУТС:

- сбор аналоговых данных, дискретных сигналов и данных с цифровых шин, характеризующих ТС ФС и их компонентов;
- непрерывное диагностирование ТС ФС и их сменных компонентов (агрегатов);
- прогнозирование ТС ФС на предстоящий период эксплуатации;
- создание и обновление базы данных о ТС ФС и их компонентов;
- формирование рекомендаций на выполнение работ по техническому обслуживанию (ТО) ФС, на выполнение модернизации компонентов ФС;
- обеспечение возможности совершенствования механизмов обработки информации о ТС ФС и компонентов;
- интеграция систем встроенного контроля ФС и компонентов в единую систему контроля бортового оборудования.

Для каждой ФС разрабатывается свое функциональное ПО бортовой части ИСУТС, включающее мониторинг ТС соответствующей ФС и взаимодействие с другими системами комплекса бортового оборудования (КБО) для получения дополнительных данных и параметров.

Для бортовой части ИСУТС обработка информации осуществляется на операционных системах реального времени, придерживаясь типовых авиационных стандартов кодирования, определенных такими стандартами, как КТ-178В (DO-178В / ED-EUROCAE 12В).

Бортовая часть ИСУТС связана с наземной частью СОПИ через систему передачи данных для внешнего (удаленного) интерфейса. ИСУТС является составной частью системы эксплуатационного контроля (СЭК) бортового оборудования (рис.1.3), в которую также входят встроенные средства контроля ВСК (VITE-Built In Test Equipment), бортовая система технического обслуживания БСТО и наземные автоматизированные системы контроля (НАСК) [13].

Таким образом, ПО бортовой части ИСУТС обеспечивает сбор информации от датчиков, диагностирование ТС ФС, формирование рекомендаций экипажу в полете и обслуживающему персоналу на земле.

Наземная часть ИСУТС – информационные системы предприятия-изготовителя и (или) эксплуатирующей организации. Назначение информационных систем: прогнозирование ТС ФС и их компонентов, основанное как на данных конкретного ВС, так и на данных всего парка аналогичных ВС; формирование рекомендаций обслуживающему персоналу; логистическая поддержка ТЭ ФС.

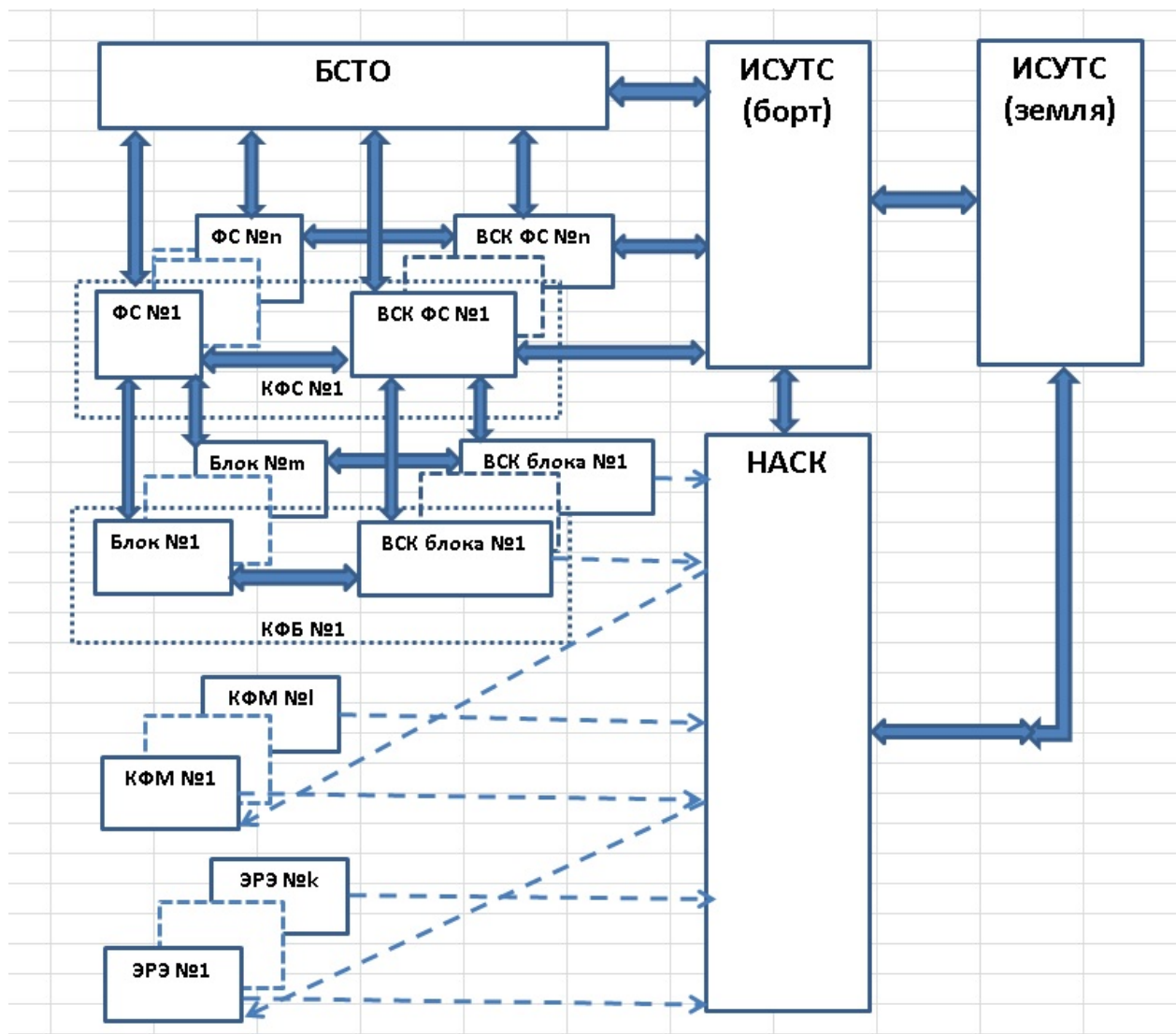


Рис.1.3. Структура системы эксплуатационного контроля бортового оборудования

Содержание наземной части в значительной степени определяется эксплуатирующей организацией, что позволяет учитывать конкретные условия эксплуатации ВС, функционирования СОПИ и ресурсы авиапредприятия.

Наземные функции ИСУТС реализуются в процессе технической эксплуатации (ПТЭ) ФС ВС эксплуатационного авиапредприятия. Результатирующей функцией является разработка рекомендаций по повышению или поддержанию достигнутого уровня эффективности ПТЭ ФС. Прогнозирование ТС ФС и компонентов в наземных условиях позволяет уточнять постановку диагноза о ТС ФС для экипажа.

Совершенствование функции БСТО связано с расширением взаимодействия БСТО с системой мониторинга состояния самолета (ИСУТС-ACMS) и электронным бортовым журналом (EFB) [74, 108].

Рассмотрим основные наземные средства обработки информации, регистрируемой бортовыми средствами полетной информации, как составную часть СОПИ [29, 49].

Автоматизированная обработка полетной информации может быть следующих видов (рис.1.4).



Рисунок 1.4. Виды автоматизированное обработки полетной информации

Автоматизированная (первичная) обработка – считывание, декодирование, расшифровка и документирование (представление в графической форме и табулированном виде) в физических величинах исходной информации;

Экспресс-анализ (ЭА) – проведение по заданным алгоритмам автоматического количественного и логического анализа зарегистрированной и расшифрованной полетной информации с целью выявления событий, явлений, опасных отклонений, зарегистрированных параметров от их нормативных значений [85].

Автоматизированная (вторичная) обработка – определение дополнительных нерегистрируемых параметров полета по значениям регистрируемых параметров для более глубокого анализа, систематизации и обобщения результатов обработки, оценки и прогнозирования технического состояния авиатехники, надежности пилотирования.

Результаты записи полетной информации поступают в наземные службы расшифровки и анализа. При этом используются специальные алгоритмы и программы экспресс-анализа полетной информации.

С целью удобства программирования алгоритмы экспресс-анализа полетной информации составляются с использованием специальных терминов (готовности, признаки, события, задержки) и символов логических операций (и, или, равно, не равно, больше, меньше). Алгоритмы экспресс-анализа в функциональной своей части представляют собой совокупность нескольких сотен событий. Каждое событие имеет описательную часть (текст события), свой номер и набор условий, при выполнении которых оно формируется.

По содержанию события можно классифицировать на технологические и нарушения. Технологические события являются информационными и указывают, например, на какой-нибудь этап полета (разбег, отрыв, набор высоты и т.д.). События-нарушения формируются при выявлении отклонений от заданных условий (превышение допустимой скорости, превышение допустимой высоты полета и т.д.).

Для составления алгоритмов экспресс-анализа полетной информации используется официальный комплект документов, поступающий в авиапредприятие вместе с самолетом. Обычно в их число входят руководства по летной эксплуатации, техническому обслуживанию и т. д [40].

Особое внимание уделяется двум разделам: (ограничения) и LIMITATIONS PERFORMANCE (характеристики). В первом описаны действующие для данного типа ВС ограничения по массе самолета, эксплуатационному диапазону центровок, атмосферным условиям, высотам и скоростям полета, использованию оборудования. Во втором разделе приводятся разнообразные характеристики самолета, из которых наибольший интерес для составления алгоритмов представляют графики скоростей: V_1 (скорость принятия решения); V_r (скорость поднятия носового колеса); V_2 (безопасная скорость при взлете); V_{ref} (ссылочная скорость); V_s (скорость сваливания) в зависимости от конфигурации самолета и внешних факторов.

В документе расписаны правила выполнения полетов FCOM (действия экипажа) в нормальных и ненормальных (аварийных) условиях. Поскольку заранее оговаривается, что программы экспресс-анализа предназначаются для контроля выполнения обычных (не испытательных и не тренировочных) полетов, то особое внимание здесь следует уделять разделу NORMAL и разделу, в котором описываются аварийные и PROCEDURES предупреждающие сигналы пилоту, а так же условия их формирования.

В документе даются дополнительные ограничения и рекомендации по технике пилотирования на различных этапах полета и при различной конфигурации самолета, которые, как правило, в других документах не приводятся.

Не основной, с точки зрения написания алгоритмов, документ руководство по техническому обслуживанию АММ бывает полезным в плане разъяснения критериев грубой посадки самолета.

Книга алгоритмов, как правило, состоит из нескольких разделов: алгоритмы предварительной обработки полетной информации, алгоритмы экспресс-анализа,

описание формул для вычисления значений нерегистрируемых параметров, описание регистрируемых параметров и разовых сигналов, используемых в формировании событий или при их графическом подтверждении с указанием номеров каналов (слов) регистрации. Раздел алгоритмов экспресс-анализа также формируется из нескольких подразделов. Типовыми подразделами являются:

- профиль полета (взлет, крейсерский полет, посадка);
- контроль эксплуатационных ограничений (скорость, высота и др.);
- контроль техники пилотирования при выполнении полета (грубое касание ВПП и др.);
- контроль сигналов аварийного состояния и предупреждающих сигналах о неисправностях авиационной техники (центральные сигнальные огни и др.);
- регулярная информация (скорость при подъеме носового колеса, высота включения автопилота после отрыва и др.);
- мониторинг двигателей (температура, вибрация и др.).

События, формируемые в подразделе «Профиль полета», предназначены для идентификации основных этапов выполнения рейса: запуск двигателей, разбег, отрыв, набор высоты эшелона, уборка шасси после взлета, начало и окончание уборки закрылков, снижение с высоты эшелона, выпуск шасси перед посадкой, заход на посадку, выпуск закрылков в различные положения, вход в глиссаду, посадка. Если программа экспресс-анализа правильно идентифицировала профиль полета и это подтверждается графически, то есть все основания полагать, что она отработает правильно и по всем остальным алгоритмам контроля [104].

События, описанные в подразделах «контроля эксплуатационных ограничений», «техники пилотирования и разовых сигналов», составляют основу программы экспресс-анализа. Они формируются программой при выполнении совокупности конкретных для каждого события условий различной сложности. Для предотвращения формирования ложных событий, связанных с односекундными сбоями в регистрации или неисправностью источников

параметрической информации, в совокупность условий в обязательном порядке вводится задержка по времени.

Признак формирования события выставляется только в том случае, если все условия выполнены последовательно указанное в задержке число раз. Признак сформированного события сбрасывается при отрицательном результате проверки условий его формирования. По умолчанию все сформированные события считаются достоверными, но их достоверность желательно всегда проверять. Для проверки достоверности сформированных событий предусматривается графический режим просмотра полетной информации на интервале времени, где анализируемое событие имело место. Группы (связки) параметров и разовых сигналов для каждого события расписываются в алгоритмах экспресс-анализа. Если по результатам графического анализа будет сделано заключение о недостоверности события, его статус на бланке экспресс-анализа может быть изменен.

События в подразделе «Регулярная информация» предназначены для идентификации конкретных моментов времени полета, в которых фиксируются значения заранее оговоренных параметров, например: скорость при подъеме носового колеса, скорость при отрыве, угол тангажа при отрыве, высота включения автопилота после взлета, скорость при уборке шасси, скорость при выпуске шасси, максимальные значения параметров за полет (вертикальной перегрузки, угла тангажа, угла атаки, угла крена, скорости высоты полета, числа М), скорость при уборе и выпуске механизации крыла в различные положения и т.д. Регулярная информация заносится в бланк экспресс-анализа и является его составной частью. Она может быть весьма полезной при выявлении особенностей управления самолетом различными экипажами, а также при выявлении опасных тенденций в технике пилотирования.

«Мониторинг двигателей» является необязательной частью экспресс-анализа. По своей сути это самостоятельная задача, требующая специального подтверждения для включения ее в работу. Основной целью мониторинга двигателей является формирование текстового файла параметров и разовых

сигналов, характеризующих работу двигателей в заданные моменты времени на взлетном и крейсерском режимах. Пользователями такой информации в качестве исходных данных являются специальные программы, разработанные моторостроительными фирмами и предназначенные для контроля технического состояния установленных на самолете двигателей. Результаты мониторинга двигателей не заносятся в бланк экспресс-анализа, но при необходимости могут быть просмотрены и распечатаны любым текстовым редактором.

Для решения поставленных в данной работе задач следует предусмотреть вторичную обработку информации, представленную на рис.1.5.

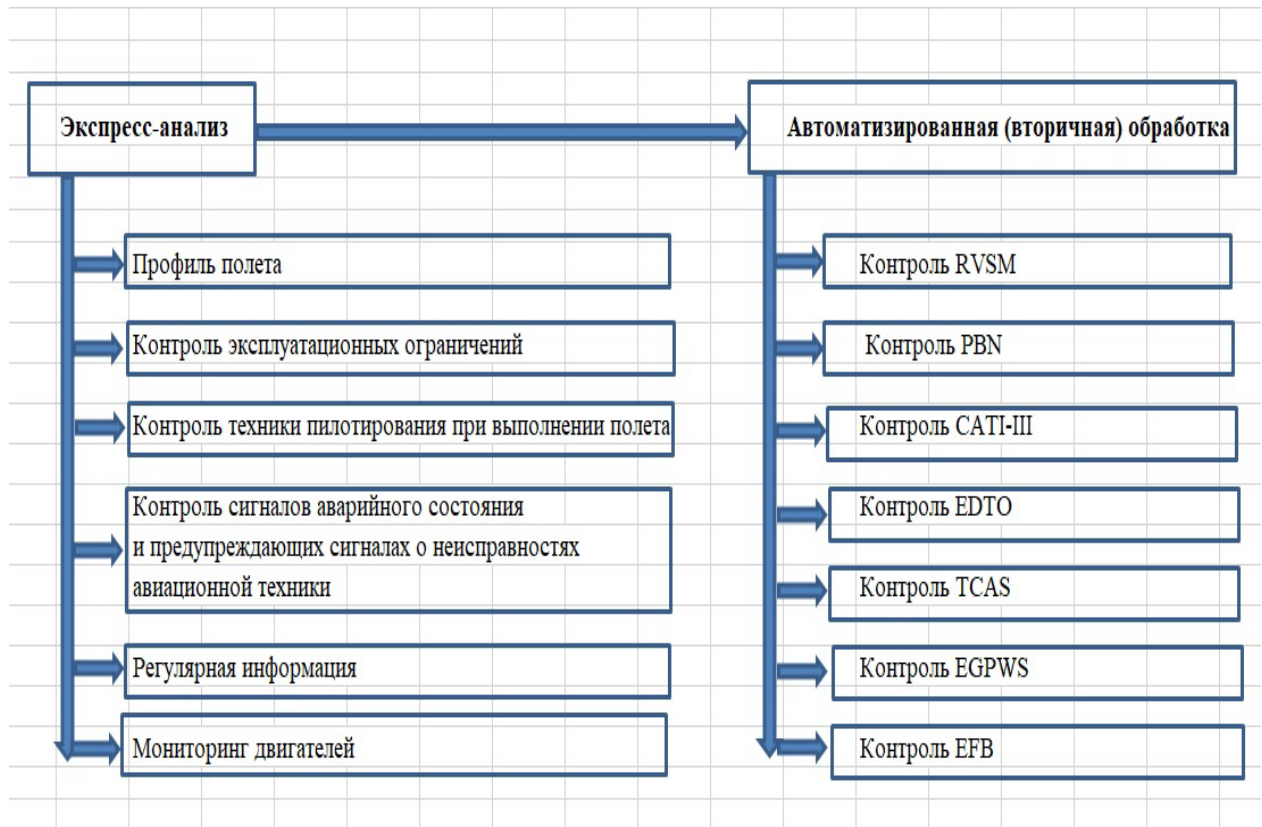


Рисунок 1.5 - Расширение вторичной обработки информации на базе данных экспресс анализа

Обычно анализ полетной информации позволяет получать объективные данные о режимах полета и пространственном положении ВС, действиях экипажа и состоянии контролируемых систем, что обеспечивает:

1. Контроль за соблюдением экипажами правил летной эксплуатации, установленных руководствами по летной и технической эксплуатации ВС;
2. Совершенствование профессиональной подготовки летного состава;
3. Контроль состояния (отказов) контролируемых приборов, агрегатов, систем ВС, а также исправности и работоспособности бортовых средств регистрации полетной информации [21-23];
4. Диагностику технического состояния двигателя или его систем;
5. Контроль поддержания летно-технических характеристик ВС;
6. Оценку полноты выполнения регламента технического обслуживания ВС техническим составом;
7. Контроль выполнения программ испытательных полетов;
8. Контроль выполнения программ тренировочных полетов;
9. Контроль расхода топлива в полете и др.

Для решения поставленных в данной работе задач следует предусмотреть 10-ый пункт – Контроль за соблюдением требований эксплуатационных разрешений в части автоматического самолетовождения.

Автоматизированная обработка и экспресс-анализ параметрической информации производится с помощью следующих отечественных наземных специализированных систем типа «Луч-84», «РС-90», «РС-02», «ПК СДК-8», «Топаз» и другие. [3, 75, 92, 99, 110]. Наиболее совершенными являются WinArm32, «MONSTR-2012»

Программный комплекс автоматизированной обработки полетной информации WinArm32™ представляет собой пакет программ автоматизированного считывания, обработки и представления информации бортовых параметрических самописцев, реализованный для IBM-совместимого ПК под управлением ОС MS Windows [132].

Анализ аппаратно-программных возможностей существующих в СОПИ наземных систем автоматизированной обработки полетной информации позволяет сделать вывод о целесообразности разработки программного обеспечения вторичной обработки полетной информации на базе существующих

систем с использованием данных, полученных для экспресс-анализа с БСРП. Это позволит решить задачу оценки соответствия требования эксплуатационных разрешений в части автоматического самолетовождения.

Предварительно необходимо провести тщательный анализ состава и характера параметров автоматического самолетовождения, определяющих соблюдение требований эксплуатационных разрешений.

1.3 Анализ состава и характера параметров автоматического самолетовождения, определяющих соблюдение требований эксплуатационных разрешений

1.3.1 Анализ требований RVSM

Для получения допуска к полетам в условиях RVSM эксплуатант представляет в уполномоченный орган (Авиационную администрация государства регистрации ВС) следующие документы:

- 1) акт о выполнении эксплуатационных бюллетеней (при необходимости);
- 2) сведения о соответствии высотомерного оборудования требованиям к полетам ВС в условиях RVSM;
- 3) заключение разработчика ВС, или завода-изготовителя, или иностранных государств о соответствии заявленных ВС требованиям, предъявляемым к экземпляру ВС к полетам в условиях RVSM;
- 4) дополнения к Руководству по летной эксплуатации, Руководству по производству полетов, Программе технического обслуживания и Руководству по регулированию технического обслуживания эксплуатанта;

5) минимальный перечень оборудования – минимальный перечень оборудования (MEL), составленный на базе основного минимального перечня оборудования (MMEL) и соответствующих эксплуатационных требований, включающий в себя бортовые системы, связанные с выполнением полетов в воздушном пространстве с RVSM;

6) сведения о прохождении подготовки и допуске летного и инженерно-технического персонала;

7) акт о готовности инженерно-авиационной службы, утвержденный эксплуатантом;

8) сведения об эксплуатанте, планирующем выполнять полеты в регионе RVSM по определенной форме, приведенной в требованиях;

9) сведения по каждому ВС, получившему допуск к полетам в условиях RVSM по форме, приведенной в требованиях;

10) сведения о допуске ВС к полетам в условиях RVSM по определенной форме, приведенной в требованиях.

Как уже было сказано, заполнение форм следует за проведением соответствующих испытаний, тестов в части выдерживания эшелона в режиме стабилизации высоты. Таким образом, мы видим, насколько сложна процедура получения допуска к полетам по RVSM [35, 36, 44, 100, 129, 132].

В Приложении 1 приведен фрагмент перечня параметров автоматического самолетовождения, регистрируемых с помощью ACMS (ИСУТС) самолета SSJ100. Эти параметры являются функциональными и разовыми. Всего таких параметров более полутора сотен. Около половины из них определяют поведение самолета в продольном движении и могут быть использованы для оценки точности автоматического самолетовождения в режиме стабилизации высоты. Все эти параметры имеются в распоряжении в виде записей бортового регистратора.

Первичная их обработка и экспресс-анализ хорошо налажены. Возникает проблема вторичной обработки - определение дополнительных нерегистрируемых параметров полета по значениям регистрируемых параметров для более глубокого

анализа, систематизации и обобщения результатов обработки, оценки и прогнозирования точности автоматического самолетовождения [131].

1.3.2 Анализ требований PBN и состава параметров автоматического самолетовождения, определяющих их соблюдение

С целью обеспечения выполнения требований самолетовождения в условиях точной зональной навигации и в соответствии с решением Европейской конференции ГА об обязательном оснащении ВС оборудованием точной зональной навигации P-RNAV для полётов в отдельных аэроузловых зонах в назначенном воздушном пространстве Европы введены в действие Рекомендации по подготовке ВС и эксплуатантов ГА России к полётам в системе точной зональной навигации P-RNAV в Европейском регионе по требованиям RNP 1. Согласно этим рекомендациям сформулированы следующие определения [26, 93, 127].

Зональная навигация RNAV – метод навигации, который позволяет воздушному судну выполнять полёт по любой желаемой линии пути в пределах зоны действия навигационных средств или в пределах возможностей автономных средств, или совместного использования этих средств.

Зональная навигация RNP1 RNAV – навигация с применением основных средств зональной навигации в соответствии с требованиями RNP1 т.е. не менее 95% полётного времени воздушного судна должно находиться в пределах ± 1.0 м.м. (стандарт EUROCONTROL).

Оборудование RNAV – комплекс навигационного оборудования, используемого для обеспечения полётов в системе зональной навигации.

Точность – степень соответствия расчётного, измеренного или желаемого местоположения в данный момент и её истинного местоположения.

Удерживание – группа взаимосвязанных параметров, используемых для определения характеристик RNP-RNAV навигационной системы. Этими параметрами являются целостность, непрерывность и регион удерживания.

Целостность удерживания – степень достоверности местоположения, выраженного в виде вероятности того, что система определит и оповестит о состоянии, когда общая погрешность системы (TSE) больше, чем предел бокового удерживания (удвоенную величину RNP). То есть целостность удерживания определяется вероятностью нахождения исследуемого параметра в поле допуска.

Непрерывность удерживания – способность всей системы соответствовать требованию целостности удерживания без незапланированных перерывов в предполагаемой работе (полной утраты навигационной способности к RNP-RNAV; ложном оповещении об утрате такой навигационной способности при удовлетворительной работе системы).

Повышение точности самолётовождения согласно новым требованиям ИКАО по нормам RNP, где требуется необходимость непрерывного контроля точности на протяжении всего полёта, а не только в отдельных пунктах и необходимость проведения сертификации самолёта с соответствующим оборудованием, потребовали развития и совершенствования методов оценки точностных характеристик комплекса бортового оборудования (КБО). Прежде всего, потребовалось применение методов, основывающихся на более адекватных представлениях о моделях погрешностей с учетом динамики поведения ВС во времени и более корректных моделей функций плотности вероятностей погрешностей, что позволило существенно повысить требования к надежности оценок точностных характеристик [43].

Оценка точности самолётовождения проводится на всех этапах полёта самолёта от взлета до посадки для всех режимов работы комплекса. Погрешность самолётовождения состоит из двух составляющих погрешности навигации и погрешности управления [103].

Погрешности навигации являются основными по величине, определяются, в основном, инструментальными и методическими погрешностями навигационных систем. Погрешности управления определяются внешними возмущениями, действующими на ВС, динамическими характеристиками ВС, системы управления и навигационных сигналов. Погрешности управления приводят к

отклонениям движения ВС относительно заданной траектории и динамическим погрешностям движения вокруг центра масс ВС.

Необходимость обеспечения требований безопасности при высокой интенсивности воздушного движения приводит к необходимости непрерывного контроля точности, контроля нахождения ВС в заданной области. Поэтому необходима оценка динамической погрешности $\Delta z(t)$, которая характеризуется разностью между истинным (требуемым) $z_3(t)$ и действительным $z(t)$ сигналами на выходе ПНК в любой момент времени:

$$\Delta z(t) = z_3(t) - z(t). \quad (1.1)$$

Оценка точности сводится к определению границ области или "трубки", внутри которых должен находиться ВС с заданной вероятностью (рис. 1.6).

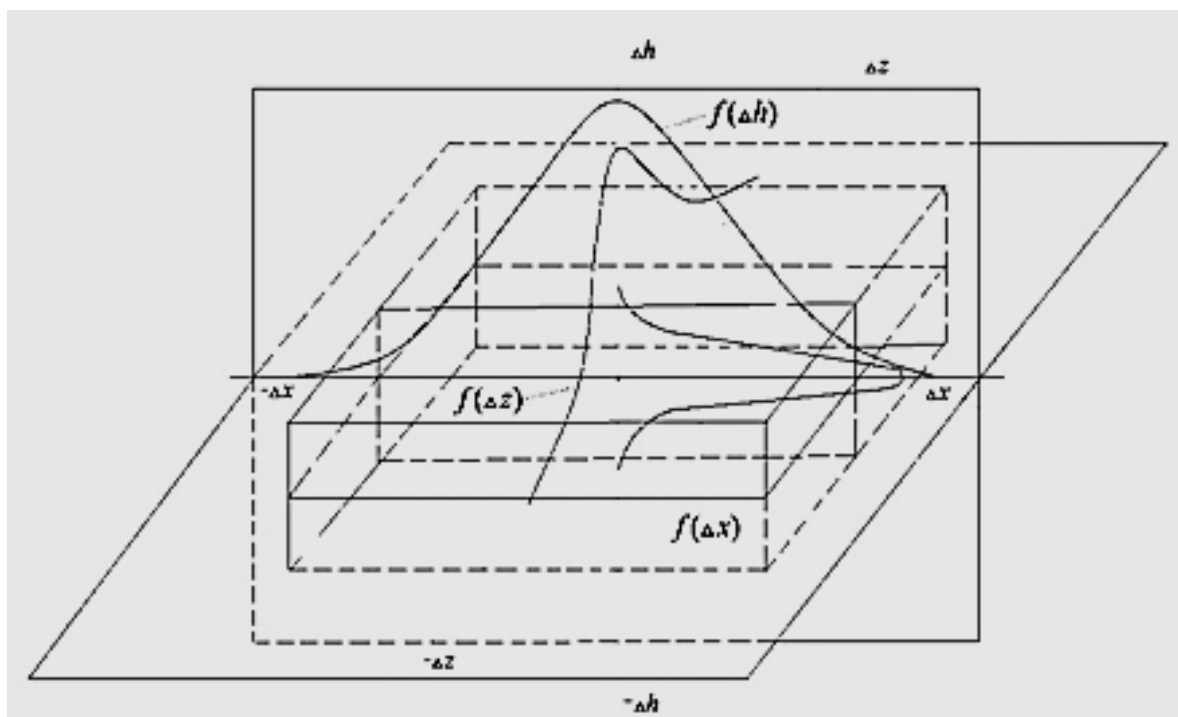


Рисунок 1.6 - Функции распределения точностных характеристик режимов полета ВС

Основными характеристиками динамической точности являются математическое ожидание $M[\Delta z(t)]$ и начальный момент второго порядка

случайной ошибки $M[\Delta z^2(t)]$ или среднеквадратичное отклонение (СКО). Именно СКО и является основной оценкой точностных характеристик режимов полета ВС.

Специальный комитет ИКАО по будущим аэронавигационным системам (FANS) определяет RNP как положение о требуемой навигационной точности в горизонтальном полете (фиксирование боковой и продольной позиции), необходимой для выполнения полетов в определенном воздушном пространстве. Тип RNP определяется одной величиной точности, указанной в табл.1.1. Например, определение RNP 1 означает требуемую навигационную характеристику точности в пределах 1 м. мили заданной траектории полета на протяжении, по меньшей мере, 95% полётного времени.

Таблица 1.1. Типы RNP-RNAV

Тип RNP RNAV	Точность
RNP 1	$\pm 1,0$ м .м. (1,85км)
RNP 4	$\pm 4,0$ м .м. (7,4км)
B-RNAV (RNP 5)	$\pm 5,0$ м .м. (9,3км)
RNP 10	± 10 м .м. (18,5км)
RNP 12.6	$\pm 12,6$ м .м. (23,3км)
RNP 20	± 20 м .м. (37,0км)

B-RNAV (RNP 5) является производной величиной от RNP 4, позволяющей продолжать полёт без изменения существующих маршрутных структур.

Возможное использование воздушного пространства с RNP включает следующее:

- воздушное пространство с заданными пределами, такое как Северо-Атлантическое воздушное пространство с минимальными навигационными эксплуатационными характеристиками (MNPS);
- постоянные маршруты, такие как между Сиднеем (Австралия) и Оклендом (Новая Зеландия);

- полёты по произвольным маршрутам, таким как между Гавайями и Японией;
- ёмкость воздушного пространства, зависящая, например, от ограничений по высоте на определенном маршруте.

Ввод в эксплуатацию RNP позволяет увеличить пропускную способность и эффективность систем управления воздушным движением (УВД) при сохранении или установлении повышенной безопасности системы.

Для навигации в горизонтальной плоскости бортовое оборудование RNAV должно позволять выполнять предписанные инструкции и выдерживать маршрут из точек пути, хранящихся в бортовой базе данных.

Выполнение полёта в системе P-RNAV предусматривает использования такого оборудования RNAV, которое автоматически определяет горизонтальные координаты ВС по следующим навигационным датчикам (без каких либо приоритетов и последовательности):

- дальномерное оборудование, работающие по двум и более наземным маякам (DME/DME);
- угломерно-дальномерное оборудование, работающие по совмещенному маяку (VOR/DME);
- глобальная навигационная спутниковая система (GNSS);
- инерциальные навигационные системы (INS или IRS) с автоматической коррекцией от подходящей радионавигационной системы.

В документе ИКАО сформулированы требования к характеристикам ВС. При полётах по маршрутам или в аэродромных зонах, обозначенных как маршруты или зоны только для ВС, оборудованных системами P-RNAV, точность выдерживания траектории в горизонтальной плоскости в течение 95% полётного времени должна быть не хуже $\pm 1,85\text{км}$ ($\pm 1,0$ м. м.).

Точность выдерживания линии заданного пути в боковом измерении представляют собой сочетание погрешностей навигационной системы (сумма погрешностей в расчёте заданной траектории, погрешности определения

координат и погрешности вывода информации на индикацию) и погрешности пилотирования. Точность выдерживания в продольном измерении представляет собой сочетание погрешности навигационной системы, погрешности программирования и погрешности системы отображения. Для подтверждения соответствия требованиям по точности необходимо продемонстрировать, что суммарная погрешность самолётовождения в каждом измерении не должна превышать $\pm 1,85\text{км}$ ($\pm 1,0\text{м. м.}$) в течение 95% полётного времени на любом участке одного полёта:

а) истинное местоположение воздушного судна должно быть в пределах $1,85\text{км}$ ($1,0\text{м. м.}$) относительно заданной линии пути маршрута полёта;

б) истинное расстояние до точек пути должно быть в пределах $1,85\text{км}$ ($1,0\text{м. мили}$) от отображаемого расстояния точек пути.

Под суммарной ошибкой самолётовождения (TSE, Total System Error) для маршрутов RNP подразумевается сумма трех составляющих:

$$\text{TSE}=\text{PEE}+\text{PDE}+\text{FTE}, \quad (1.2)$$

где

PEE - (Position Estimation Error) ошибка измерения координат

PDE - (Path Definition Error) ошибки программирования маршрута,

FTE - (Flight Technical Error) ошибка пилотирования.

В отношении самой бортовой системы целостность понимается как вероятность одновременного появления на индикаторах обоих пилотов опасной ложной навигационной информации или ошибочного положения относительно заданной траектории. Она должна быть маловероятной (10^{-7} на час полёта).

Вероятность того, что общая ошибка самолётовождения становится больше предела удерживания (удвоенную величину RNP) без распознавания системой или пользователем, должна быть не менее 10^{-5} на час полёта (для RNP1 RNAV).

В отношении бортовой системы должно быть подтверждено, что:

- потеря всей навигационной информации должна быть маловероятным событием (10^{-7} на час полёта).

- невозстанавливаемая потеря всех навигационных функций и связи должна быть практически невероятным событием (10^{-9} на час полёта).

- вероятность потери текущей способности к RNP1 RNAV или для того, что сигнализация об этом ложная должна быть не менее 10^{-4} на час полёта.

Готовность представляет собой показатель способности системы обеспечивать надлежащее обслуживание в пределах установленной зоны действия и определяется в виде интервала времени, в течении которого система должна использоваться для навигации, в процессе которой предоставляется достоверная навигационная информация лётному экипажу, а также в виде управляющих сигналов в систему автоматического управления полётом воздушного судна. Термин «Готовность» относится только к способности системы отвечать всем требованиям к типу RNP 1 до входа в зону действия R-RNAV.

ИСУТС регистрирует около ста параметров, характеризующих движение самолета в горизонтальной плоскости. Они могут быть использованы для оценки точности автоматического самолетовождения в режим стабилизации на линии заданного пути.

1.3.3 Анализ требований CAT I – CAT III

RNP для операций захода на посадку, посадки и вылета приведены в табл.1.2. Определение RNP 0,3/125, в частности, предполагает, что самолетовождение должно осуществляться с точностью 0,3 морских мили (556 м) по боку и 38 м по высоте. RNP 0,003 учитывает невозможность предъявления требований по высоте при выравнивании и пробеге [15, 72, 83].

В табл.1.3 приведены требования к готовности (доступности) для указанных RNP.

Предполагается, что приведенные требования могут послужить основой для создания нормативных документов типа Standards and Recommended Practices (SARPS) к различным техническим системам, в том числе и спутниковым.

Необходимо отметить, что концепция RNP продолжает развиваться. В частности, требуемые характеристики уточняются для осуществления режима 4-D навигации и обеспечения управления полетом при заходе на посадку с учётом времени.

Из этих требований видно, что основные технические характеристики определяются или дисперсией, или их вероятностью выхода за поле допуска. Чтобы определить эти характеристики, необходимо по полётным данным производить оценку вида функции распределения исследуемых параметров полёта.

Воздушное пространство в районе аэродрома характеризуется высокой интенсивностью воздушного движения. Полёты в этом районе выполняются по стандартным траекториям с жёсткой привязкой по времени выхода в контрольные точки. Безопасность на этом этапе обеспечивается строгим выдерживанием самолётом заданной траектории при непрерывном контроле со стороны службы УВД. Требования к точности самолётовождения в зоне подхода характеризуются величиной среднеквадратического отклонения (СКО) погрешности выдерживания самолётом заданного пути, которое не должно превышать 1,5 км.

В свою очередь, при полёте самолёта в зоне круга СКО погрешности выдерживания самолётом линии заданного пути не должны превышать 0,7 км.

При выполнении автоматического захода на посадку по маякам категории II и III ИКАО при снижении с 200 до 30 м отклонение от линии глиссады не должно превышать $\pm 3,6$ м (или 35 мкА по току приёмника), отклонение от линии курса - 20 м.

Таблица 1.2 - RNP для операций захода на посадку, посадки и вылета

Тип RNP	Этап полёта	Точность, м, P=95%	Интервал удерживания, м	Целостность	Непрерывность и критическое время
RNP 1	Полет по маршруту и участок перехода к заходу на посадку и от этапа вылета	±1853			
RNP 0.5	Начальный участок захода на посадку и от этапа вылета	±926	+1853	1-E-5/ч	1-E-4/ч
RNP 0,3/125	Заход на посадку по приборам с наведением в вертикальном канале	±556/38	±1112/76	1-E-5/ч	1-E-4/ч
RNP 0,03/50	Точный заход на посадку до высоты 100 м (обеспечивает операции категории I)	+56/15	±167/46	1-3,5*E-7 (в течение любой одной операции), время до выдачи предупреждения 6с	1-E-5/ч (в любой интервал 15с)
RNP 0,02/40	Точный заход на посадку до высоты 60 м (обеспечивает операции категории I)	+37/12	±111/47	1-3,5*E-7 (в течение любой одной операции), время до выдачи предупреждения 6с	1-E-5/ч (в любой интервал 15с)
RNP 0,01/15	Точный заход на посадку до высоты не менее 30 м (обеспечивает операции категории II)	±19/5	±56/14	1-2,5*E-9 (в течение любой одной операции), время до выдачи предупреждения 1с	1-6*E-6 (в любой интервал 15с)
RNP 0,003	Точный заход на посадку до высоты менее 30 м, посадка и вылет, а также управление при пробеге (обеспечивает операции категории III)	+6 (включает требования пробегу при посадке и разбегу при взлете)	±17	1-2*E-9 (в течение любой одной операции), время до выдачи предупреждения 1с	1-6*E-6 (в любой интервал 30с)

Таблица 1.3 - Требования к готовности

Тип RNP	Готовность
RNP 0,5	0,95
RNP 0,3	0,95
RNP 0,3/125	0,95
RNP 0,03/50	0,9975
RNP 0,02/40	0,9985
RNP 0,01/15	0,9985
RNP 0,003	0,999

В режиме автоматической посадки по категории CAT IIIA в момент приземления среднеквадратичное отклонение самолёта от расчётной точки приземления (45 м от торца вглубь полосы) не должно превышать вдоль оси ВПП ± 9 м, боковое отклонение от оси ВПП ± 5 м.

Считается допустимым уход на 2-й круг в трёх из 100 заходов на посадку из-за нарушения функционирования бортового или наземного оборудования. На последних 30 секундах вероятность срыва режима автоматической посадки из-за отказов бортового оборудования не должна превышать $0,5 \cdot 10^{-7}$.

Для выполнения указанных требований необходимо, чтобы аэродромы посадки были соответствующим образом оснащены (навигационными и посадочными радиомаяками, светотехническим оборудованием и другим), а бортовое оборудование удовлетворяло следующим требованиям:

а) погрешность определения местоположения самолёта в зоне подхода не должна превышать ($P=0,95$) ± 1 км;

б) погрешность измерения истинной высоты не должна превышать:

– $\pm 0,45$ м на высотах от 0 до 30 м ($P=0,95$),

– $\pm 2\%$ Н на высотах от 30 до 150 м,

– $\pm 5\%$ Н на высотах от 150 до 1500 м.

в) любой единичный отказ бортовой аппаратуры не должен приводить к выходу самолёта за пределы эксплуатационных ограничений.

г) 95% заходов на посадку соответствует следующим требованиям:

– с высоты 150м заход на посадку завершается без потери функции системой;

– между высотой 150м и началом выравнивания скорость полёта выдерживается в пределах $\pm 9,3$ км/ч относительно заданной пилотом скорости захода на посадку, без учёта быстрых изменений скорости, вызванных турбулентностью.

– ниже высоты 90м отношение равносигнальных зон радиомаяков типа ILS не превышают:

– 0,0762 РГМ по глиссаде до высоты 30м,

– 0,0206 РГМ по курсовой зоне до касания (для автоматического управления);

– 0,1 РГМ по глиссаде до высоты 60м,

– 0,026 РГМ по курсовой зоне до высоты 60м (для директорного управления).

д) при приземлении продольный разброс точек касания относительно номинала не превышает 150м ($\pm 2\sigma$), боковое отклонение от оси ВПП $\pm 8,2$ м ($\pm 2\sigma$).

е) вероятность выхода за пределы следующих параметров не должна превышать:

– касание самолёта вдоль оси ВПП за пределами значений 60м от начала ВПП и 900м от начала ВПП вглубь - 10^{-6} ;

– боковое отклонение основной стойки шасси от оси ВПП более 21м - 10^{-6}

– максимальная боковая скорость или угол сноса - 10^{-6} ;

– крен, при котором крыло касается ВПП ранее шасси - 10^{-8} ;

– предельный тангаж (посадка на три точки или касание хвостом) - 10^{-8} .

Автоматическое управление после посадочным пробегом должно осуществляться с характеристиками, заданными для приземления $\pm 8,2$ м (2σ), $\pm \Delta Z = 21$ м с вероятностью $1 \cdot 10^{-6}$ до скорости 75 км/ч.

з) оборудование обеспечивает автоматический уход на второй круг с управлением скоростью при уходе и с любой точки траектории автоматического захода на посадку, при этом:

- в горизонтальной плоскости обеспечивается стабилизация самолета на продольной оси ВПП (ЗПУ) с точностью не хуже 2° (с вероятностью 0,95) до высоты 10-15м, после этой высоты обеспечивается стабилизация нулевого крена с точностью не хуже $0,5^\circ$ (с вероятностью 0,95);

- в вертикальной плоскости осуществляется перегиб траектории с нормальным ускорением примерно 3м/с^2 и углом атаки, не превышающим $\alpha_{\text{доп}}$, с последующим выполнением программы набора скорости, включая этап уборки закрылков. Программа учитывает возможность отказа двигателя. Точность отработки программы на установившихся режимах в пределах $\pm 5\text{км/ч}$.

и) перерегулирование при переходных процессах не более 5км/ч . При этом, если самолёт касается земли, то условия касания соответствуют:

- вероятность касания ВПП на расстоянии ВПП не более чем 60м от начала - 10^{-4} ;

- вероятность бокового отклонения самолета от оси ВПП, при котором внешнее колесо шасси касается ВПП на расстоянии более чем 21м от ее оси - 10^{-4} ;

- вероятность бокового отклонения, вероятность появления угла сноса, соответствующих предельной нагрузке на конструкцию - 10^{-6} ;

- вероятность превышения вертикальной скорости, соответствующей предельной нагрузке на конструкцию - 10^{-6} ;

- вероятность возникновения угла крена, при котором конец крыла касается земли раньше колес - 10^{-6} ;

- вероятность выхода самолета из области, свободной от препятствий $\cdot 10^{-6}$.

Таким образом, из приведённых примеров точностных характеристик, ясно, что точностные характеристики являются или СКО параметров полёта, или вероятностью выхода за поле допуска [18, 19].

ИСУТС регистрирует около ста параметров, характеризующих движение самолета при заходе на посадку и посадке. Они могут быть использованы для оценки точности автоматического самолетовождения по требованиям CAT I – CAT III.

1.3.4 Анализ требований EDTO

В требованиях EDTO различают требования по допуску ВС и требования по допуску эксплуатанта.

1) Допуск ВС. Для выполнения полётов по EDTO ВС сертифицируется уполномоченным органом государства-производителя. Двигатели, которыми оснащается ВС, должны иметь определённую степень надёжности, соответствующую определённому правилу EDTO. ВС должно иметь специальное оборудование, позволяющее безопасно выполнять полёт при отказе двигателя или разгерметизации в течение длительного времени.

2) Допуск эксплуатанта (авиакомпания). Допуск к выполнению полётов по EDTO эксплуатант получает у уполномоченного органа своего государства. Эксплуатант для получения допуска должен выполнить следующие требования: - Соответствующие ВС эксплуатанта должны быть сертифицированы производителем к выполнению полётов по соответствующей методике EDTO; - Провести подготовку лётного и технического персонала к полётам по EDTO; - Вести мониторинг надёжности ВС своего парка и мониторинг частоты отказа двигателей в полёте.

Существует две методики допуска эксплуатанта к полётам по EDTO:

1) Традиционная. Эксплуатант хотя бы один год безопасно работает по 60-минутному правилу, после этого получает допуск к 120/180 -минутному правилу и, если необходимо, ещё 1 год работает по правилу 120/180 для допуска к 180/240-минутному правилу.

2) Ускоренная. Необходимо не менее двух лет безопасной эксплуатации конкретного ВС с конкретными двигателями. Для допуска необходимо выполнить

1000 эксплуатационных циклов конкретного ВС, обслуживание при которых проводить подобно обслуживанию при полётах по EDTO.

При оценке последствий отказа двигателя должен быть проведен анализ параметров полета до запасного аэродрома или конечного аэродрома посадки. Анализ должен включать исследование параметров автоматического самолетовождения и удовлетворение всем требованиям. Это можно сделать с помощью вторичной обработки информации, зарегистрированной ИСУТС. Состав параметров аналогичен параметрам, определяющим требования RVSM, PBN, CAT I – CAT III. То же можно сказать в отношении состава параметров, определяющих требования TCAS, EGPWS и EFB.

1.4 Комплексный подход к оценке точностных характеристик автоматического самолетовождения

Повышение требований к надёжности оценок точностных характеристик потребовало развития и совершенствования методов их оценки. Прежде всего, потребовалось применение методов, основывающихся на более точных представлениях о моделях погрешностей (более корректных моделях плотности распределения вероятностей погрешностей, особенно в области больших редких погрешностей) [30, 31, 46, 60, 69, 70].

Одним из наиболее перспективных направлений при решении поставленной задачи является создание и применение комплексной методики оценки точностных характеристик, основанной на совместном использовании результатов расчёта, моделирования и лётных испытаний. Такая методика

базируется на использовании избыточной информации, полученной от КБО, и позволяет наиболее эффективно получить оценки точностных характеристик.

Эффективное решение может быть достигнуто только в результате разработки и применения комплексной методики оценки точностных характеристик автоматического самолетовождения, основывающейся на совместном использовании результатов расчёта, моделирования, полетной информации и широкого использования избыточной информации.

Как известно, для неустановившихся режимов появляются дополнительные динамические погрешности переходных процессов, которые могут быть весьма существенными. Поэтому представляется целесообразным выделить две группы задач: задачи оценки точности на установившихся режимах (к ним относятся, большая часть режимов при полёте по маршруту), и на неустановившихся режимах (например, на этапе посадки). На неустановившихся режимах необходима оценка качества переходных процессов, погрешностей запаздывания, более существенна оценка спектральных характеристик.

При вторичной обработке полетной информации оцениваются суммарные погрешности самолётоводения, и задача заключается в их анализе с учётом изложенной ранее специфики для различных режимов и в разделении погрешностей на составляющие. При решении задачи оценки точностных характеристик автоматического самолетовождения методами расчёта и моделирования имеет место, как правило, обратная картина - определение отдельно оценки погрешностей навигации и управления и последующая их совместная оценка. При этом для оценки точности на установившихся режимах могут эффективно применяться методы расчёта, а для оценки точности на неустановившихся режимах основным методом является моделирование.

На оценку точностных характеристик автоматического самолетовождения влияют следующие особенности:

- малый объём выборок из-за ограниченности полетной информации;

- недостаточность обеспеченности эталонной информацией по целому ряду параметров;
- невозможность получения данных по некоторым показателям (частоте аварийных и катастрофических ситуаций);
- невозможность проведения полётов в полностью одинаковых условиях.

Эффективное решение может быть достигнуто только в результате разработки и применения комплексной методики оценки точностных характеристик автоматического самолетовождения, основывающейся на совместном использовании результатов расчёта, моделирования и лётных испытаний и широкого использования избыточной информации.

Разработка комплексной методики основывается на следующих основных положениях.

Регистрируемые полетные данные обеспечивают наиболее достоверную информацию, но ограниченность выборки не позволяет сделать достаточно надежных выводов. Моделирование обладает большими возможностями по числу реализации, но для ряда задач (оценка риска столкновения на маршруте, оценка вероятности успешной посадки) и его возможностей недостаточно, а точность (воспроизведения моделей) уступает лётному эксперименту. Расчёт не имеет ограничений, связанных с объемом реализаций. Он дает надёжные результаты оценок, но "другой" системы, описываемой теми моделями, которые он использует. Поэтому основная проблема, возникающая при создании комплексной методики - это разработка и применение конкретных и эффективных моделей при расчёте и моделировании и повышении "коэффициента-использования" информации, содержащейся в реализации, полученных в лётном эксперименте.

Разработка корректных моделей обеспечивается:

- идентификацией моделей погрешностей систем по результатам исследования полетной информации;

- разработкой на основе целевого подхода оптимальных корректных моделей;
- оценкой адекватности применяющихся моделей.

Повышение эффективности использования информации, обеспечивается за счёт:

- использования избыточной информации;
- применения оптимальных алгоритмов оценивания;
- широкого применения методов статистической проверки гипотез;
- применения методов последовательного анализа.

В результате применения этих методов при обработке по каждому исследуемому полету обеспечивается:

- наиболее полная оценка точностных характеристик автоматического самолетовождения;
- оптимальное планирование следующего эксперимента;
- получение наиболее полной априорной информации для проведения оценок по последующему эксперименту.

Таким образом, в комплексной методике на основе методов общей теории статистических решений и методов последовательного анализа обеспечивается наилучшее использование измерений для получения оценок и проверки статистических гипотез и наилучшее использование оценок для организации последующих измерений.

Завершающий этап комплексной методики - использование всей информации, полученной на различных этапах различными методами для получения наиболее точных и надежных оценок.

В результате благодаря применению комплексной методики достигается сокращение сроков, уменьшение затрат и повышение точности оценки характеристик автоматического самолетовождения, определяющих эксплуатационные разрешения.

Аналитические методы расчета (оценки) точностных характеристик автоматического самолетовождения основываются на использовании моделей погрешностей систем. Выбор методов расчета и оценки точностных характеристик автоматического самолетовождения определяется следующими основными факторами:

- конкретной задачей, которая решается; показателем точности, который необходимо определить;
- типом модели погрешностей (типом случайных процессов, описывающих модель, типом распределения, структурой моделей);
- объемом располагаемой априорной информации.

Эффективность методов расчёта основывается на совместном использовании двух внешне противоположных подходов к построению применяемых моделей:

- получении максимально достоверных моделей, идентифицированных по результатам обработки полетной информации;
- построении максимально упрощенных корректных моделей, позволяющих получить эффективные алгоритмы расчёта.

Математическая модель погрешностей системы определяется: динамической структурой системы и ее точностью, задачей, которая должна решаться с помощью модели и ее точностью, режимами полёта ВС и навигационным режимом.

Если характеристики системы определяют устойчивое "ядро" модели, то остальные факторы (задачи, режимы) определяют изменяющуюся часть модели, которая должна эффективно использоваться для упрощения модели.

Основные направления по построению упрощенных моделей заключаются в следующем. Случайный нестационарный процесс может быть разложен на нелинейную детерминированную часть, определяющуюся, прежде всего, структурой физической системы, стохастическую стационарную линейную часть, описывающую, в основном, возмущения. Практически для любого режима детерминированные погрешности могут быть эффективно описаны простейшей

структурой: составляющей, характеризующей начальные погрешности, и составляющей характеризующей среднюю скорость изменения погрешностей. Стационарный случайный шум будет характеризовать разброс погрешности скорости относительно среднего значения.

Для оценки точности самолётовождения на маршруте (в установившемся режиме) существенным является "медленное" движение. Поэтому можно осуществить понижение порядка исходной системы разделением "быстрого" и "медленного" движения или осреднения системы по «быстрому» времени и сохранением основного, существенного для самолётовождения на маршруте, "медленного" движения.

Погрешности самолётовождения определяются погрешностями координат, например, для полёта по маршруту - погрешностями в определении оставшейся дальности до промежуточного пункта маршрута (ППМ) и бокового отклонения. Поэтому для оценки точности самолётовождения (вероятности невыхода ВС за границы заданной области) достаточно использовать модели суммарных погрешностей, в которых влияние составляющих погрешностей можно характеризовать суммарными возмущениями.

Следует выделить две группы точностных задач:

- задачи оценки точности информационно-вычислительных трактов;
- задачи оценки точности выполнения функций автоматического самолётовождения.

Исчерпывающей характеристикой погрешностей информационно-вычислительных трактов является функция плотности распределения вероятностей, а основными показателями точности являются математическое ожидание, дисперсия (среднеквадратичное отклонение) и корреляционная функция для случайных процессов.

При гауссовском распределении возмущений и линейной Марковской модели погрешностей точность выходных параметров полностью определяется первыми двумя моментами совместной плотности распределения вероятностей

погрешностей. Совместные плотности распределения вероятностей нормальных погрешностей для выходных параметров линейных систем могут быть получены с помощью методов корреляционной теории на основе моделей погрешностей отдельных систем. Основным показателем точности самолётовождения при выполнении различных режимов является вероятность нахождения погрешностей (выходных параметров) в заданной области.

Для определения вероятности выхода ВС в заданный район воздушного пространства или вероятности невыхода за границы заданного коридора полёта в момент прохождения того или иного пункта маршрута для погрешностей, описываемых нормальными процессами, и для линейных систем достаточно применения корреляционной теории и вычисления одномерной плотности вероятности в рамках теории линейных нормальных процессов.

1.5 Выводы и постановка научной задачи диссертационной работы

Выводы:

1. Анализ перечня эксплуатационных разрешений, базирующихся на точности автоматического самолётовождения показывает их довольно широкий спектр и важность методов определения соблюдения требований этих разрешений.

2. Анализ методов определения соблюдения требований этих разрешений показывает, что не все эксплуатационные разрешения располагают методами определения соблюдения требований. Часть эксплуатационных

разрешений располагают такими методами, однако они очень сложны и дорогостоящи в реализации.

3. В связи с этим возникает идея разработки такого метода оценки соответствия требованиям эксплуатационных разрешений в части автоматического самолетовождения, который базировался бы на анализе записей параметров полета, поступающих с бортовых средств регистрации.

4. Анализ возможностей использования бортовых регистраторов параметров полета для оценки точности автоматического самолетовождения показывает их широкий спектр и хорошие тактико-технические характеристики в части количества регистрируемых параметров, которые могли бы быть использованы для решения задачи.

5. Наиболее предпочтительной бортовой системой можно считать интегральную системы управления техническим состоянием (ИСУТС), являющуюся частью системы эксплуатационного контроля (СЭК) и регистрирующую разнообразную полетную информацию, в том числе, необходимую для оценки соответствия требованиям эксплуатационных разрешений.

6. Анализ наземных средств обработки информации, регистрируемой бортовыми средствами полетной информации, показывает их широкие возможности в части обработки полетной информации, необходимой для оценки соответствия требованиям эксплуатационных разрешений.

7. Целесообразно применить комплексный подход к оценке точностных характеристик автоматического самолетовождения.

Постановка задачи. Вышесказанное позволяет сделать вывод, что для решения научной задачи по оценке соответствия точности автоматического самолетовождения требованиям эксплуатационных разрешений необходимо:

– разработать метод оценки соответствия требованиям эксплуатационных разрешений в части автоматического самолетовождения, основывающийся на анализе записей параметров полета и включающий математические модели,

алгоритмы обработки статистической информации, программное обеспечение и экспериментальную проверку метода;

- разработать математические модели движения самолета в основных режимах автоматического самолетовождения, критичных для выполнения требований эксплуатационных разрешений;
- выполнить анализ методов оценок вида функции законов распределения параметров полёта и осуществить выбор наиболее подходящего из них;
- разработать обобщенный алгоритм выбора вида функции распределения параметров полета для оценки точностных характеристик и алгоритма оценки распределения;
- разработать программное обеспечение для оценки точности автоматического самолетовождения на основе записей параметров полёта;
- осуществить экспериментальную проверку предложенных алгоритмов оценки точностных характеристик и принятия решения о соответствии требованиям эксплуатационных разрешений на основе данных реальных полётов.

2. МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ДВИЖЕНИЯ САМОЛЕТА В ОСНОВНЫХ РЕЖИМАХ АВТОМАТИЧЕСКОГО САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ И ОЦЕНКА ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

Выбор и обоснование параметров автоматического самолетовождения для определения качества выполнения эксплуатационных разрешений следует провести, исходя из математических моделей полного пространственного движения самолета и в замкнутых контурах с системами автоматического управления (САУ).

2.1. Математическая модель полного пространственного движения самолета

Математическая модель полного пространственного движения самолета описывается системой дифференциальных и тригонометрических уравнений [14].

Тогда для приращений параметров система уравнений в пространстве состояний записывается следующим образом

$$\dot{\mathbf{x}}(t) = \mathbf{A}\mathbf{x}(t) + \mathbf{B}^y\mathbf{u}^y(t) + \mathbf{B}^B\mathbf{u}^B(t), \quad (2.1)$$

где $\mathbf{x}(t)$ - вектор-столбец переменных состояния полного пространственного движения самолета, который в транспонированном виде определяется следующим образом:

$$\begin{aligned} [\mathbf{x}(t)]^T = & [\Delta\omega_z(t), \Delta\alpha(t), \Delta\vartheta(t), \Delta V(t), \Delta\theta(t), \\ & \Delta H(t), \Delta L(t), \Delta\omega_x(t), \Delta\omega_y(t), \Delta\beta(t), \Delta\gamma(t), \Delta\psi(t), \Delta\Psi(t), \Delta z(t)], \quad (2.2) \end{aligned}$$

Здесь принципиальным является переход от абсолютных значений параметров к их приращениям относительно опорных значений. В частности, для углов атаки, тангажа, наклона траектории, высоты, числа М и скорости

$$\begin{aligned} \alpha &= \alpha^o + \Delta\alpha; & \vartheta &= \vartheta^o + \Delta\vartheta; \\ \theta &= \theta^o + \Delta\theta; & H &= H^o + \Delta H; \\ M &= M^o + \Delta M; & V &= V^o + \Delta V. \end{aligned} \quad (2.3)$$

В числе параметров продольного движения, меняющихся в режиме стабилизации высоты:

ω_z - угловая скорость тангажа, α - угол атаки; ϑ - угол тангажа, H - высота, V - воздушная скорость, θ - угол наклона траектории, L - пройденное самолетом расстояние.

Ключевым параметром является высота. Однако и другие параметры продольного движения имеют важное значение. Без их оценки невозможно определить параметры модели, на основе которой можно было бы принять решение о качестве выдерживания эшелона по правилам RVSM.

В числе параметров бокового движения, меняющихся в режиме стабилизации на линии заданного пути:

ω_x - угловая скорость крена; ω_y - угловая скорость рыскания; β - угол скольжения; γ - угол крена, ψ - угол рыскания, Ψ - угол пути, z - линейное боковое отклонение,

Ключевым параметром является линейное боковое отклонение. Однако и другие параметры бокового движения имеют важное значение. Без их оценки невозможно определить параметры модели, на основе которой можно было бы принять решение о качестве выдерживания самолета на линии заданного пути по правилам PBN или качестве стабилизации самолета на глиссаде по правилам CAT I- CAT III.

\mathbf{A} - матрица состояния полного пространственного движения самолета.

$\mathbf{A} =$

$$\begin{bmatrix}
 a_{\omega_z, \omega_z} & a_{\omega_z, \alpha} & a_{\omega_z, \vartheta} & a_{\omega_z, V} & 0 & 0 & 0 \\
 a_{\alpha, \omega_z} & a_{\alpha, \alpha} & a_{\alpha, \vartheta} & a_{\alpha, V} & 0 & 0 & 0 \\
 a_{\cup, \omega_z} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & a_{V, \alpha} & a_{V, \vartheta} & a_{V, V} & 0 & 0 & 0 \\
 0 & a_{\theta, \alpha} & a_{\theta, \vartheta} & a_{\theta, V} & a_{\theta, \theta} & 0 & 0 \\
 0 & a_{H, \alpha} & a_{H, \vartheta} & a_{H, V} & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & a_{L, V} & a_{L, \theta} & 0 & 0 \\
 0 & a_{\omega_x, \alpha} & 0 & a_{\omega_x, V} & 0 & 0 & 0 \\
 0 & a_{\omega_y, \alpha} & 0 & a_{\omega_y, V} & 0 & 0 & 0 \\
 a_{\beta, \omega_z} & a_{\beta, \alpha} & a_{\beta, \vartheta} & a_{\beta, V} & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & a_{\gamma, \vartheta} & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 a_{\Psi, \omega_z} & 0 & a_{\Psi, \vartheta} & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & a_{\Psi, \alpha} & a_{\Psi, \vartheta} & a_{\Psi, V} & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & a_{Z, V} & a_{Z, \theta} & 0 & 0 \\
 \\
 a_{\omega_z, \omega_x} & a_{\omega_z, \omega_y} & a_{\omega_z, \beta} & a_{\omega_z, \gamma} & 0 & 0 & 0 \\
 a_{\alpha, \omega_x} & a_{\alpha, \omega_y} & a_{\alpha, \beta} & a_{\alpha, \gamma} & 0 & 0 & 0 \\
 0 & a_{\vartheta, \omega_y} & 0 & a_{\vartheta, \gamma} & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & a_{V, \beta} & a_{V, \gamma} & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & a_{\theta, \beta} & a_{\theta, \gamma} & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & a_{H, \gamma} & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & a_{L, \Psi} & 0 \\
 \\
 a_{\omega_x, \omega_x} & a_{\omega_x, \omega_y} & a_{\omega_x, \beta} & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 a_{\omega_y, \omega_x} & a_{\omega_y, \omega_y} & a_{\omega_y, \beta} & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 a_{\beta, \omega_x} & a_{\beta, \omega_y} & a_{\beta, \beta} & a_{\beta, \gamma} & 0 & 0 & 0 \\
 a_{\gamma, \omega_x} & a_{\gamma, \omega_y} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & a_{\Psi, \omega_y} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & a_{\Psi, \beta} & a_{\Psi, \gamma} & 0 & 0 & 0 \\
 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & a_{Z, \Psi} & 0
 \end{bmatrix}
 \tag{2.4}$$

Векторы-столбцы входа по управляющим воздействиям $\mathbf{u}^y(t)$ и по внешним возмущениям $\mathbf{u}^B(t)$ в полном пространственном движении самолета имеют вид

$$[\mathbf{u}^y(t)]^T = [\Delta\delta_B(t), \Delta\delta_x(t), \Delta\delta_y(t), \Delta\delta_P(t), \Delta\delta_\vartheta(t), \Delta\delta_H(t), \Delta\delta_z(t)]; \quad (2.5)$$

$$[\mathbf{u}^B(t)]^T = [\Delta f_x(t), \Delta f_y(t), \Delta m_{zB}(t), \Delta\alpha_W(t), \Delta\dot{\alpha}_W(t), \Delta f_z(t), \Delta m_{xB}(t), \Delta m_{yB}(t), \Delta\beta_W(t), \Delta\dot{\beta}_W(t)]. \quad (2.6)$$

Матрицы входа по управляющим воздействиям \mathbf{B}^y и внешним возмущениям \mathbf{B}^B в полном пространственном движении самолета имеют вид:

$$\mathbf{B}^y = \begin{bmatrix} a_{\omega_z, \delta_B} & a_{\omega_z, \delta_x} & a_{\omega_z, \delta_y} & a_{\omega_z, \delta_P} & 0 & 0 & a_{\omega_z, \delta_z} \\ 0 & a_{\alpha, \delta_x} & a_{\alpha, \delta_y} & a_{\alpha, \delta_P} & 0 & 0 & a_{\alpha, \delta_z} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_{V, \delta_x} & a_{V, \delta_y} & a_{V, \delta_P} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_{\theta, \delta_x} & a_{\theta, \delta_y} & a_{\theta, \delta_P} & 0 & 0 & a_{\theta, \delta_z} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & a_{\omega_x, \delta_\vartheta} & a_{\omega_x, \delta_H} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & a_{\omega_y, \delta_\vartheta} & a_{\omega_y, \delta_H} & 0 \\ 0 & 0 & a_{\beta, \delta_y} & 0 & 0 & 0 & a_{\beta, \delta_z} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & a_{\Psi, \delta_y} & a_{\Psi, \delta_P} & 0 & 0 & a_{\Psi, \delta_z} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad (2.7)$$

$$\mathbf{B}^B = \begin{bmatrix}
\mathbf{a}_{\omega_z, f_x} & \mathbf{a}_{\omega_z, f_y} & \mathbf{a}_{\omega_z, m_{zB}} & \mathbf{a}_{\omega_z, \alpha_w} & \mathbf{a}_{\omega_z, \dot{\alpha}_w} \\
\mathbf{a}_{\alpha, f_x} & \mathbf{a}_{\alpha, f_y} & 0 & \mathbf{a}_{\alpha, \alpha_w} & \mathbf{a}_{\alpha, \dot{\alpha}_w} \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
\mathbf{a}_{V, f_x} & \mathbf{a}_{V, f_y} & 0 & \mathbf{a}_{V, \alpha_w} & 0 \\
\mathbf{a}_{\theta, f_x} & \mathbf{a}_{\theta, f_y} & 0 & \mathbf{a}_{\theta, \alpha_w} & 0 \\
0 & 0 & 0 & \mathbf{a}_{H, \alpha_w} & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & \mathbf{a}_{\omega_x, \alpha_w} & 0 \\
0 & 0 & 0 & \mathbf{a}_{\omega_y, \alpha_w} & 0 \\
0 & \mathbf{a}_{\beta, f_y} & 0 & \mathbf{a}_{\beta, \alpha_w} & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & \mathbf{a}_{\Psi, f_y} & 0 & \mathbf{a}_{\Psi, \alpha_w} & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
\mathbf{a}_{\omega_z, f_z} & 0 & 0 & \mathbf{a}_{\omega_z, \beta_w} & 0 \\
\mathbf{a}_{\alpha, f_z} & 0 & 0 & \mathbf{a}_{\alpha, \beta_w} & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & \mathbf{a}_{V, \beta_w} & 0 \\
\mathbf{a}_{\theta, f_z} & 0 & 0 & \mathbf{a}_{\theta, \beta_w} & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & \mathbf{a}_{\omega_x, m_{xB}} & 0 & \mathbf{a}_{\omega_x, \beta_w} & 0 \\
0 & 0 & \mathbf{a}_{\omega_y, m_{yB}} & \mathbf{a}_{\omega_y, \beta_w} & 0 \\
\mathbf{a}_{\beta, f_z} & 0 & 0 & \mathbf{a}_{\beta, \beta_w} & \mathbf{a}_{\beta, \dot{\beta}_w} \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
\mathbf{a}_{\Psi, f_z} & 0 & 0 & \mathbf{a}_{\Psi, \beta_w} & 0 \\
0 & 0 & 0 & 0 & 0
\end{bmatrix} \cdot \quad (2.8)$$

Элементы матриц \mathbf{A} , \mathbf{B}^y и \mathbf{B}^B пока будем считать константами, а модель (2.1) - стационарной.

2.2. Математическая модель продольного движения самолета при автоматической стабилизации высоты

Проведем анализ параметров полета самолета, которые необходимо оценить в режиме стабилизации высоты. Для этого определим реакция замкнутой системы «самолет – система автоматического управления CAU_H » на управляющие воздействия. Дополним модель вынужденного продольного короткопериодического движения самолета уравнением траекторного движения самолета по высоте. Пусть управляющее воздействие на руль высоты создает CAU_H . Управляющее воздействие по высоте формируется пилотом с помощью задатчика высоты с пульта управления CAU_H в виде высоты эшелона по правилам RVSM. Тогда модель замкнутой системы “самолет - CAU_H ” будет содержать уравнение состояния, уравнения выхода и входа, а также закон управления CAU_H :

$$\dot{\mathbf{x}}_{\text{пкт}}(t) = \mathbf{A}_{\text{пкт}} \mathbf{x}_{\text{пкт}}(t) + \mathbf{B}_{\text{пкт}}^y \mathbf{u}_{\text{пкт}}^y(t), \quad (2.9)$$

$$\mathbf{y}_{\text{пкт}}(t) = \mathbf{x}_{\text{пкт}}(t), \quad (2.10)$$

$$\mathbf{u}_{\text{пкт}}^y(t) = \Delta \delta_B^{CAU_H}(t), \quad (2.11)$$

$$\delta_B^{CAU_H}(t) = \mathbf{D}_{\text{пкт}}^{CAU_H} \mathbf{y}_{\text{пкт}}(t) + \mathbf{E}_{\text{пкт}}^{CAU_H} \Delta H_{\text{зад}}(t), \quad (2.12)$$

$$\text{где } \mathbf{x}_{\text{пкт}}(t) = \begin{bmatrix} \Delta\omega_z(t) \\ \Delta\alpha(t) \\ \Delta\vartheta(t) \\ \Delta H(t) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{A}_{\text{пкт}} = \begin{bmatrix} a_{\omega_z, \omega_z} & a_{\omega_z, \alpha} & 0 & 0 \\ a_{\alpha, \omega_z} & a_{\alpha, \alpha} & 0 & 0 \\ a_{\vartheta, \omega_z} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_{H, \alpha} & a_{H, \vartheta} & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_{\text{пкт}}^y = \begin{bmatrix} a_{\omega_z, \delta_B} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{D}_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H} = [k_{\omega_z} \quad 0 \quad k_{\vartheta} \quad k_{\vartheta} \quad k_{\vartheta}^H], \quad \mathbf{E}_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H} = -k_{\vartheta} \quad k_{\vartheta}^H. \quad (2.13)$$

Получим вектор передаточных функций замкнутой системы “самолет - САУ_H” по параметрам продольного короткопериодического и траекторного движения на управляющее воздействие по высоте

$$\begin{aligned} \mathbf{W}_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H}(p) &= \frac{\mathbf{Y}_{\text{пкт}}(p)}{\Delta H_{\text{зад}}(p)} = \\ &= (\mathbf{I}p - \mathbf{A}_{\text{пкт}} - \mathbf{B}_{\text{пкт}}^y \mathbf{D}_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H})^{-1} \mathbf{B}_{\text{пкт}}^y \mathbf{E}_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H} = \\ &= \mathbf{\Phi}_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H}(p) \mathbf{B}_{\text{пкт}}^y \mathbf{E}_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H}. \end{aligned} \quad (2.14)$$

Переходная матрица состояния по параметрам продольного короткопериодического и траекторного движения самолета при включенной САУ_H

$$\mathbf{\Phi}_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H}(p) = (\mathbf{I}p - \mathbf{A}_{\text{пкт}} - \mathbf{B}_{\text{пкт}}^y \mathbf{D}_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H})^{-1} = (\mathbf{\Phi}_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H}(p))^{-1}. \quad (2.15)$$

Переходную матрицу состояния $\mathbf{\Phi}_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H}(p)$ определим следующим образом:

$$\mathbf{\Phi}_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H}(p) = \frac{\{\mathbf{\Phi}_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H}(p)\}_{\text{пр}}}{|\mathbf{\Phi}_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H}(p)|}, \quad (2.16)$$

где $\{\mathbf{\Phi}_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H}(p)\}_{\text{пр}}$ - присоединенная матрица.

Определитель матрицы

$$\begin{aligned}
& \left| \Phi_{\text{ПКТ}}^{\text{CAУ}_H}(p) \right| = \\
& = \begin{vmatrix} (p - a_{\omega_z, \omega_z} - a_{\omega_z, \delta_B} k_{\omega_z}) & -a_{\omega_z, \alpha} & -a_{\omega_z, \delta_B} k_{\vartheta} & -a_{\omega_z, \delta_B} k_{\vartheta} k_{\vartheta}^H \\ -a_{\alpha, \omega_z} & (p - a_{\alpha, \alpha}) & 0 & 0 \\ -a_{\vartheta, \omega_z} & 0 & p & 0 \\ 0 & -a_{H, \alpha} & -a_{H, \alpha} & p \end{vmatrix} = \\
& = p^4 + A_3^{\text{CAУ}_H} p^3 + A_2^{\text{CAУ}_H} p^2 + A_1^{\text{CAУ}_H} p + \\
& + A_0^{\text{CAУ}_H} = \Delta^{\text{CAУ}_H}(p), \quad A_3^{\text{CAУ}_H} = A_2^{\text{АП}\vartheta} = 2h_{\text{К}}^{\text{ДТ}}, \quad (2.17)
\end{aligned}$$

$$A_2^{\text{CAУ}_H} = A_1^{\text{АП}\vartheta} = (\omega_{\text{К}}^{\text{ДТ}})^2 - a_{\omega_z, \delta_B} a_{\vartheta, \omega_z} k_{\vartheta},$$

$$A_1^{\text{CAУ}_H} = A_0^{\text{АП}\vartheta} - a_{\omega_z, \delta_B} a_{\alpha, \omega_z} a_{H, \alpha} k_{\vartheta} k_{\vartheta}^H -$$

$$-a_{\omega_z, \delta_B} a_{\vartheta, \omega_z} a_{H, \vartheta} k_{\vartheta} k_{\vartheta}^H =$$

$$= a_{\omega_z, \delta_B} k_{\vartheta} (a_{\vartheta, \omega_z} a_{\alpha, \alpha} - a_{\alpha, \omega_z} a_{H, \alpha} k_{\vartheta}^H - a_{\vartheta, \omega_z} a_{H, \vartheta} k_{\vartheta}^H),$$

$$A_0^{\text{CAУ}_H} = a_{\omega_z, \delta_B} a_{\vartheta, \omega_z} a_{H, \vartheta} a_{\alpha, \alpha} k_{\vartheta} k_{\vartheta}^H, \quad (2.18)$$

$\{\Phi_{\text{ПКТ}}^{\text{CAУ}_H}(p)\}_{\text{пр}}$ - присоединенная матрица.

Так как вектор входа по управляющим воздействиям $\mathbf{V}_{\text{ПКТ}}^y$ содержит только один ненулевой элемент a_{ω_z, δ_B} , определим в присоединенной матрице

$\{\Phi_{\text{ПКТ}}^{\text{CAУ}_H}(p)\}_{\text{пр}}$ только первый столбец:

$$\begin{aligned}
\{\Phi_{\text{ПКТ}}^{\text{CAУ}_H}(p)\}_{\text{пр}}^T &= \left\{ \frac{p^2(p - a_{\alpha, \alpha})}{\Delta^{\text{CAУ}_H}(p)} \quad \frac{p^2 a_{\alpha, \omega_z}}{\Delta^{\text{CAУ}_H}(p)} \quad \frac{p^2 a_{\alpha, \omega_z} (p - p_{\alpha, \alpha})}{\Delta^{\text{CAУ}_H}(p)} \right. \\
&\quad \left. \frac{[(a_{\alpha, \omega_z} a_{H, \alpha} + a_{\vartheta, \omega_z} a_{H, \alpha}) p - a_{\vartheta, \omega_z} a_{H, \vartheta} a_{\alpha, \alpha}]}{\Delta^{\text{CAУ}_H}(p)} \right\}. \quad (2.19)
\end{aligned}$$

Вектор передаточных функций имеет вид

$$\begin{aligned}
W_{\text{пкт}}^{\text{CAY}_H}(p) = & \\
= & \left[\begin{array}{l}
\frac{p^2(p - a_{\alpha,\alpha}) a_{\omega_z, \delta_B} k_9 k_9^H}{\Delta^{\text{CAY}_H}(p)} \\
\frac{p^2 a_{\alpha, \omega_z} a_{\omega_z, \delta_B} k_9 k_9^H}{\Delta^{\text{CAY}_H}(p)} \\
\frac{p^2 a_{\alpha, \omega_z} (p - a_{\alpha,\alpha}) a_{\omega_z, \delta_B} k_9 k_9^H}{\Delta^{\text{CAY}_H}(p)} \\
\frac{[(a_{\alpha, \omega_z} a_{H, \alpha} + a_{9, \omega_z} a_{H, 9}) p - a_{9, \omega_z} a_{H, 9} a_{\alpha, \alpha}] a_{\omega_z, \delta_B} k_9 k_9^H}{\Delta^{\text{CAY}_H}(p)}
\end{array} \right] \quad (2.20)
\end{aligned}$$

или

$$W_{\Delta\omega_z}^{\Delta H_{\text{зад}}}(p) = \frac{p^2 (B_3^{\text{CAY}_H} p + B_2^{\text{CAY}_H})}{p^4 + A_3^{\text{CAY}_H} p^3 + A_2^{\text{CAY}_H} p^2 + A_1^{\text{CAY}_H} p + A_0^{\text{CAY}_H}}, \quad (2.21)$$

$$W_{\Delta\alpha}^{\Delta H_{\text{зад}}}(p) = \frac{B_4^{\text{CAY}_H} p^2}{p^4 + A_3^{\text{CAY}_H} p^3 + A_2^{\text{CAY}_H} p^2 + A_1^{\text{CAY}_H} p + A_0^{\text{CAY}_H}}, \quad (2.22)$$

$$W_{\Delta 9}^{\Delta H_{\text{зад}}}(p) = \frac{p(B_3^{\text{CAY}_H} p + B_2^{\text{CAY}_H})}{p^4 + A_3^{\text{CAY}_H} p^3 + A_2^{\text{CAY}_H} p^2 + A_1^{\text{CAY}_H} p + A_0^{\text{CAY}_H}}, \quad (2.23)$$

$$W_{\Delta H}^{\Delta H_{\text{зад}}}(p) = \frac{B_1^{\text{CAY}_H} p + B_0^{\text{CAY}_H}}{p^4 + A_3^{\text{CAY}_H} p^3 + A_2^{\text{CAY}_H} p^2 + A_1^{\text{CAY}_H} p + A_0^{\text{CAY}_H}}, \quad (2.24)$$

$$\text{где } B_3^{\text{CAY}_H}(p) = -a_{\omega_z, \delta_B} k_9 k_9^H, \quad B_2^{\text{CAY}_H}(p) =$$

$$= a_{\omega_z, \delta_B} a_{\alpha, \alpha} k_9 k_9^H, \quad B_1^{\text{CAY}_H}(p) =$$

$$= -(a_{\alpha, \omega_z} a_{H, \alpha} + a_{9, \omega_z} a_{H, 9}) a_{\omega_z, \delta_B} k_9 k_9^H,$$

$$B_0^{\text{CAY}_H}(p) = a_{9, \omega_z} a_{H, 9} a_{\omega_z, \delta_B} a_{\alpha, \alpha} k_9 k_9^H,$$

$$B_4^{\text{CAY}_H}(p) = a_{\omega_z, \delta_B} a_{\alpha, \omega_z} k_9 k_9^H. \quad (2.25)$$

Рассмотрим реакцию системы “самолет - САУ_Н” на ступенчатое отклонение пилотом рукоятки задатчика высоты эшелона. После окончания переходных процессов приращения установившихся значений параметров продольного короткопериодического движения примут нулевые значения:

$$\begin{aligned}(\Delta\omega_z)_{уст} &= \lim_{p \rightarrow 0} [p\Delta H_{зад}(p)W_{\Delta\omega_z}^{\Delta H_{зад}}(p)] = 0, \\ \Delta\alpha_{уст} &= \lim_{p \rightarrow 0} [p\Delta H_{зад}(p)W_{\Delta\alpha}^{\Delta H_{зад}}(p)] = 0, \\ \Delta\vartheta_{уст} &= \lim_{p \rightarrow 0} [p\Delta H_{зад}(p)W_{\Delta\vartheta}^{\Delta H_{зад}}(p)] = 0\end{aligned}\quad (2.26)$$

и произойдет формирование нового установившегося значения высоты

$$\begin{aligned}\Delta H_{уст} &= \lim_{p \rightarrow 0} [p\Delta H_{зад}(p)W_{\Delta H}^{\Delta H_{зад}}(p)] = \\ &= \lim_{p \rightarrow 0} \left[\frac{p\Delta H}{p} \frac{(B_1^{CAУН} p + B_0^{CAУН})}{(p^4 + A_3^{CAУН} p^3 + A_2^{CAУН} p^2 + A_1^{CAУН} p + A_0^{CAУН})} \right] = \\ &= \frac{B_0^{CAУН}}{A_0^{CAУН}} \Delta H_{зад} \cong \Delta H_{зад}.\end{aligned}\quad (2.27)$$

Переходный процесс по высоте определяется переходной функцией

$$\Delta H(p) = \frac{\Delta H}{p} \frac{(B_1^{CAУН} p + B_0^{CAУН})}{(p^4 + A_3^{CAУН} p^3 + A_2^{CAУН} p^2 + A_1^{CAУН} p + A_0^{CAУН})}. \quad (2.28)$$

Привести (2.28) к табличному виду затруднительно. Поэтому для получения переходного процесса целесообразно использовать ЭВМ с использованием пакетов прикладных математических программ.

Рассмотрим модель вынужденного продольного движения самолета, управляемого САУ_Н, при наличии внешних возмущений:

$$\dot{\mathbf{x}}_{пкт}(t) = \mathbf{A}_{пкт} \mathbf{x}_{пкт}(t) + \mathbf{B}_{пкт}^y \mathbf{u}_{пкт}^y(t) + \mathbf{B}_{пкт}^B \mathbf{u}_{пкт}^B(t), \quad (2.29)$$

$$\mathbf{y}_{пкт}(t) = \mathbf{x}_{пкт}(t), \quad (2.30)$$

$$\mathbf{u}_{\text{пкт}}^y(t) = \Delta \delta_B^{\text{CAУ}_H}(t), \quad (2.31)$$

$$\delta_B^{\text{CAУ}_H}(t) = \mathbf{D}_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H} \mathbf{y}_{\text{пкт}}(t), \quad (2.32)$$

где $\mathbf{u}_{\text{пкт}}^B(t)$ - вектор входа в продольном траекторном движении и $\mathbf{B}_{\text{пкт}}^B$ - матрица входа в продольном траекторном движении.

Получим матрицу передаточных функций замкнутой системы “самолет - САУ_H” по параметрам продольного короткопериодического и траекторного движения самолета на внешние возмущения

$$\begin{aligned} \mathbf{W}_{\text{пкт}}^B(p) &= \frac{\mathbf{Y}_{\text{пкт}}(p)}{\mathbf{U}_{\text{пкт}}^B(p)} = \\ &= (\mathbf{I}p - \mathbf{A}_{\text{пкт}} - \mathbf{B}_{\text{пкт}}^y \mathbf{D}_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H})^{-1} \mathbf{B}_{\text{пкт}}^B = \Phi_{\text{пкт}}^{\text{CAУ}_H}(p) \mathbf{B}_{\text{пкт}}^B. \end{aligned} \quad (2.33)$$

Определим в качестве примера вектор передаточных функций на внешний момент тангажа Δm_{zB} :

$$\mathbf{W}_{\Delta \omega_z}^{\Delta m_{zB}}(p) = \frac{p^2 (C_3^{\text{CAУ}_H} p + C_2^{\text{CAУ}_H})}{p^4 + A_3^{\text{CAУ}_H} p^3 + A_2^{\text{CAУ}_H} p^2 + A_1^{\text{CAУ}_H} p + A_0^{\text{CAУ}_H}}, \quad (2.34)$$

$$\mathbf{W}_{\Delta \alpha}^{\Delta m_{zB}}(p) = \frac{C_4^{\text{CAУ}_H} p^2}{p^4 + A_3^{\text{CAУ}_H} p^3 + A_2^{\text{CAУ}_H} p^2 + A_1^{\text{CAУ}_H} p + A_0^{\text{CAУ}_H}}, \quad (2.35)$$

$$\mathbf{W}_{\Delta \vartheta}^{\Delta m_{zB}}(p) = \frac{p(C_3^{\text{CAУ}_H} p + C_2^{\text{CAУ}_H})}{p^4 + A_3^{\text{CAУ}_H} p^3 + A_2^{\text{CAУ}_H} p^2 + A_1^{\text{CAУ}_H} p + A_0^{\text{CAУ}_H}}, \quad (2.36)$$

$$\mathbf{W}_{\Delta H}^{\Delta m_{zB}}(p) = \frac{C_1^{\text{CAУ}_H} p + C_0^{\text{CAУ}_H}}{p^4 + A_3^{\text{CAУ}_H} p^3 + A_2^{\text{CAУ}_H} p^2 + A_1^{\text{CAУ}_H} p + A_0^{\text{CAУ}_H}}, \quad (2.37)$$

$$\begin{aligned} \text{где } C_4^{\text{CAУ}_H}(p) &= -a_{\omega_z, m_{zB}} a_{\vartheta, \omega_z} a_{\alpha, \omega_z}, \quad C_3^{\text{CAУ}_H}(p) = -a_{\omega_z, m_{zB}}, \quad C_2^{\text{CAУ}_H}(p) = \\ &= a_{\omega_z, \delta_B} a_{\alpha, \alpha}, \quad C_1^{\text{CAУ}_H}(p) = \\ &= -(a_{\alpha, \omega_z} a_{H, \alpha} + a_{\vartheta, \omega_z} a_{H, \vartheta}) a_{\omega_z, m_{zB}}, \quad C_0^{\text{CAУ}_H}(p) = a_{\omega_z, m_{zB}} a_{\vartheta, \omega_z} a_{H, \vartheta}. \end{aligned} \quad (2.38)$$

Рассмотрим реакцию системы на ступенчатый внешний момент тангажа $\Delta m_{zB}(p) = \Delta m_{zB} / p$. Тогда после окончания переходных процессов останется статическая ошибка по высоте

$$\begin{aligned} \Delta H_{уст} &= \lim_{p \rightarrow 0} [p \Delta m_{zB}(p) W_{\Delta H}^{\Delta m_{zB}}(p)] = \\ &= \lim_{p \rightarrow 0} \left[\frac{p \Delta m_{zB}}{p} \frac{(C_1^{CAУ_H} p + C_0^{CAУ_H})}{(p^4 + A_3^{CAУ_H} p^3 + A_2^{CAУ_H} p^2 + A_1^{CAУ_H} p + A_0^{CAУ_H})} \right] = \\ &= \frac{C_0^{CAУ_H}}{A_0^{CAУ_H}} \Delta m_{zB} = \frac{a_{\omega_z, m_{zB}}}{a_{\omega_z, \delta_B} k_9 k_9^H} \neq 0. \end{aligned} \quad (2.39)$$

Следовательно, САУ_Н является статической по отношению к внешнему ступенчатому моментному возмущению по тангажу. Увеличение передаточного коэффициента k_9^H способствует уменьшению величины статической ошибки.

Эта статическая ошибка является основной причиной выхода самолета за пределы эшелона и нарушения требований эксплуатационных разрешений в части RVSM.

Она является случайной величиной, а ее изменение во времени – случайным процессом, в результате чего она становится динамической погрешностью. Вычисление динамической погрешности в результате вторичной автоматизированной обработки параметров продольного движения самолета является насущной задачей.

2.3. Математическая модель бокового движения самолета при автоматической стабилизации на линии заданного пути

Проведем анализ параметров полета самолета, которые необходимо оценить в режимах автоматической стабилизации на линии заданного пути, обеспечивающих удержание самолета в пределах коридоров, регламентируемых по правилам PBN.

Дополним модель быстрого бокового движения самолета уравнениями траекторного движения по углу рыскания и боковому отклонению z . Пусть управляющее воздействие на элероны формирует САУ $_z$. Тогда модель замкнутой системы «самолет - САУ $_z$ » при наличии внешних возмущений можно определить следующим образом:

$$\dot{\mathbf{x}}_{\text{бкТ}}(t) = \mathbf{A}_{\text{бкТ}} \mathbf{x}_{\text{бкТ}}(t) + \mathbf{B}_{\text{бкТ}}^y \mathbf{u}_{\text{бкТ}}^y(t) + \mathbf{B}_{\text{бкТ}}^B \mathbf{u}_{\text{бкТ}}^B(t), \quad (2.40)$$

$$\mathbf{y}_{\text{бкТ}}(t) = \mathbf{x}_{\text{бкТ}}(t), \quad (2.41)$$

$$\mathbf{u}_{\text{бкТ}}^y(t) = \Delta \delta_3^{\text{CAУ}_z}(t), \quad (2.42)$$

$$\delta_3^{\text{CAУ}_z}(t) = \mathbf{D}_{\text{бкТ}}^{\text{CAУ}_z} \mathbf{y}_{\text{бкТ}}(t), \quad (2.43)$$

где

$$\mathbf{x}_{\text{бкТ}}(t) = \begin{bmatrix} \Delta \omega_x(t) \\ \Delta \omega_y(t) \\ \Delta \beta(t) \\ \Delta \gamma(t) \\ \Delta \psi(t) \\ \Delta z(t) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_{\text{бкТ}}^y = \begin{bmatrix} a_{\omega_x, \delta_3} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u}_{\text{бкТ}}^B(t) = \begin{bmatrix} \Delta f_x(t) \\ \Delta M_{x_B}(t) \\ \Delta M_{y_B}(t) \\ \Delta \beta_w(t) \\ \Delta \dot{\beta}_w(t) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{A}_{\text{бкТ}} = \begin{bmatrix} a_{\omega_x, \omega_x} & 0 & a_{\omega_x, \beta} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_{\omega_y, \omega_y} & a_{\omega_y, \beta} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_{\beta, \omega_y} & a_{\beta, \beta} & a_{\beta, \gamma} & 0 & 0 \\ a_{\gamma, \omega_x} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_{\psi, \omega_y} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & a_{z, \beta} & 0 & a_{z, \psi} & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B}_{\text{бкТ}}^{\text{В}}(t) = \begin{bmatrix} 0 & a_{\omega_x, m_{\text{хв}}} & 0 & a_{\omega_x, \beta_w} & 0 \\ 0 & 0 & a_{\omega_y, m_{\text{ыв}}} & a_{\omega_y, \beta_w} & 0 \\ a_{\beta, f_z} & 0 & 0 & a_{\beta, \beta_w} & a_{\beta, \beta_w} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{D}_{\text{бкТ}}^{\text{САУ}_z} = [k_{\omega_x} \quad 0 \quad 0 \quad k_{\gamma} \quad 0 \quad k_{\gamma} k_{\gamma}^z \quad]. \quad (2.44)$$

Получим матрицу передаточных функций по параметрам бокового движения на внешние возмущения

$$\mathbf{W}_{\text{бкТ}}^{\text{В}}(p) = \frac{\mathbf{Y}_{\text{бкТ}}(p)}{\mathbf{U}_{\text{бкТ}}(p)} =$$

$$= (\mathbf{I}p - \mathbf{A}_{\text{бкТ}} - \mathbf{B}_{\text{бкТ}}^{\text{У}} \mathbf{D}_{\text{бкТ}}^{\text{САУ}_z})^{-1} \mathbf{B}_{\text{бкТ}}^{\text{В}} = \mathbf{\Phi}_{\text{бкТ}}^{\text{САУ}_z}(p) \mathbf{B}_{\text{бкТ}}^{\text{В}}. \quad (2.45)$$

где $\mathbf{\Phi}_{\text{бкТ}}^{\text{САУ}_z}(p)$ - переходная матрица состояния по параметрам бокового движения при включенной САУ_z.

Таким образом, реакция самолета, управляемого САУ_z, на внешние возмущения полностью определяется видом переходной матрицы $\mathbf{\Phi}_{\text{бкТ}}^{\text{САУ}_z}(p)$. Методика получения этой матрицы аналогична методике получения соответствующих матриц для автопилотов угла крена и курса.

Дальнейшие аналитические выкладки аналогичны выкладкам, проведенным для режима стабилизации высоты. Статическая ошибка является основной

причиной выхода самолета за пределы коридора и нарушения требований эксплуатационных разрешений в части RNP и PBN.

Она является случайной величиной, а ее изменение во времени – случайным процессом, в результате чего она становится динамической погрешностью. Вычисление динамической погрешности в результате вторичной автоматизированной обработки параметров бокового движения самолета является насущной задачей.

2.4. Математические модели бокового и продольного движений самолета при автоматическом заходе на посадку

Проведем анализ параметров полета самолета, которые необходимо оценить в режимах автоматической стабилизации на равносигнальных линиях курса и глиссады, обеспечивающих удержание самолета и выполнение требований CAT I - CAT III. Для исследования динамики процессов автоматического управления заходом на посадку в горизонтальной плоскости воспользуемся моделью бокового траекторного движения (2.40) - (2.43). При этом вместо кинематического уравнения движения относительно бокового отклонения Δz необходимо использовать кинематическое уравнение относительно углового отклонения от равносигнальной линии курса $\Delta \epsilon_k$, с учетом того, что

$$\Delta z = D_{\text{крм}} \sin \Delta \epsilon_k \cong D_{\text{крм}} \Delta \epsilon_k . \quad (2.46)$$

Тогда

$$\Delta \dot{\epsilon}_k (t) = a_{\epsilon_k, \beta} \Delta \beta + a_{\epsilon_k, \psi} \Delta \psi , \quad (2.47)$$

где $a_{\epsilon_k, \beta} = a_{z, \beta} / D_{\text{крм}}$, $a_{\epsilon_k, \psi} = a_{z, \psi} / D_{\text{крм}}$.

Математическая модель замкнутой системы «самолет - САУ ε_k » принимает следующий вид:

$$\dot{\mathbf{x}}_{\bar{\sigma}T}(t) = \mathbf{A}_{\bar{\sigma}T} \mathbf{x}_{\bar{\sigma}T}(t) + \mathbf{B}_{\bar{\sigma}T}^y \mathbf{u}_{\bar{\sigma}T}^y(t) + \mathbf{B}_{\bar{\sigma}T}^B \mathbf{u}_{\bar{\sigma}T}^B(t), \quad (2.48)$$

$$\mathbf{y}_{\bar{\sigma}T}(t) = \mathbf{x}_{\bar{\sigma}T}(t), \quad (2.49)$$

$$\mathbf{u}_{\bar{\sigma}T}^y(t) = \Delta \delta_3^{\text{CAУ}\varepsilon_k}(t), \quad (2.50)$$

$$\delta_3^{\text{CAУ}\varepsilon_k}(t) = \mathbf{D}_{\bar{\sigma}T}^{\text{CAУ}\varepsilon_k} \mathbf{y}_{\bar{\sigma}T}(t), \quad (2.51)$$

где

$$\mathbf{x}_{\bar{\sigma}T}(t) = \begin{bmatrix} \Delta \omega_x(t) \\ \Delta \omega_y(t) \\ \Delta \beta(t) \\ \Delta \gamma(t) \\ \Delta \psi(t) \\ \Delta \varepsilon_k(t) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_{\bar{\sigma}T}^y = \begin{bmatrix} a_{\omega_x, \delta_3} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{u}_{\bar{\sigma}T}^B(t) = \begin{bmatrix} \Delta f_x(t) \\ \Delta M_{XB}(t) \\ \Delta M_{YB}(t) \\ \Delta \beta_w(t) \\ \Delta \dot{\beta}_w(t) \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{A}_{\bar{\sigma}T} = \begin{bmatrix} a_{\omega_x, \omega_x} & 0 & a_{\omega_x, \beta} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_{\omega_y, \omega_y} & a_{\omega_y, \beta} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_{\beta, \omega_y} & a_{\beta, \beta} & a_{\beta, \gamma} & 0 & 0 \\ a_{\gamma, \omega_x} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_{\psi, \omega_y} & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & a_{\varepsilon_k, \beta} & 0 & a_{\varepsilon_k, \psi} & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{B}_{\bar{\sigma}T}^B = \mathbf{B}_{\bar{\sigma}T}^B, \quad \mathbf{D}_{\bar{\sigma}T}^{\text{CAУ}\varepsilon_k} = [k_{\omega_x} \quad 0 \quad 0 \quad k_\gamma \quad 0 \quad k_\gamma k_\gamma^{\varepsilon_k}]. \quad (2.52)$$

Получим матрицу передаточных функций по параметрам бокового движения на внешние возмущения

$$\mathbf{W}_{\bar{\sigma}T}^B(p) = \frac{\mathbf{Y}_{\bar{\sigma}T}(p)}{\mathbf{U}_{\bar{\sigma}T}(p)} = (\mathbf{Ip} - \mathbf{A}_{\bar{\sigma}T} - \mathbf{B}_{\bar{\sigma}T}^y \mathbf{D}_{\bar{\sigma}T}^{\text{CAУ}\varepsilon_k})^{-1} \mathbf{B}_{\bar{\sigma}T}^B = \mathbf{\Phi}_{\bar{\sigma}T}^{\text{CAУ}\varepsilon_k}(p) \mathbf{B}_{\bar{\sigma}T}^B, \quad (2.53)$$

где $\Phi_{\text{бт}}^{\text{CAУ}\varepsilon_k}(p)$ - переходная матрица состояния по параметрам бокового движения самолета с САУ ε_k .

Для исследования динамики процессов автоматического управления заходом на посадку в вертикальной плоскости воспользуемся моделью продольного траекторного движения (2.9) - (2.12). При этом вместо кинематического уравнения движения относительно высоты ΔH применим кинематическое уравнение относительно углового отклонения от равносигнальной линии глissады $\Delta\varepsilon_\Gamma$ с учетом того, что

$$\Delta H = D_{\text{грм}} \sin \Delta\varepsilon_\Gamma \cong D_{\text{грм}} \Delta\varepsilon_\Gamma . \quad (2.54)$$

Тогда

$$\Delta \dot{\varepsilon}_\Gamma(t) = a_{\varepsilon_\Gamma, \alpha} \Delta\alpha + a_{\varepsilon_\Gamma, \vartheta} \Delta\vartheta , \quad (2.55)$$

где $a_{\varepsilon_\Gamma, \alpha} = a_{H, \alpha} / D_{\text{грм}}$, $a_{\varepsilon_\Gamma, \vartheta} = a_{H, \vartheta} / D_{\text{грм}}$.

Математическая модель замкнутой системы «самолет - САУ ε_Γ » при наличии внешних возмущений принимает следующий вид:

$$\dot{\mathbf{x}}_{\text{пт}}(t) = \mathbf{A}_{\text{пт}} \mathbf{x}_{\text{пт}}(t) + \mathbf{B}_{\text{пт}}^y \mathbf{u}_{\text{пт}}^y(t) + \mathbf{B}_{\text{пт}}^B \mathbf{u}_{\text{пт}}^B(t) , \quad (2.56)$$

$$\mathbf{y}_{\text{пт}}(t) = \mathbf{x}_{\text{пт}}(t) , \quad (2.57)$$

$$\mathbf{u}_{\text{пт}}^y(t) = \Delta \delta_B^{\text{CAУ}\varepsilon_\Gamma}(t) , \quad (2.58)$$

$$\delta_B^{\text{CAУ}\varepsilon_\Gamma}(t) = \mathbf{D}_{\text{пт}}^{\text{CAУ}\varepsilon_\Gamma} \mathbf{y}_{\text{пт}}(t) , \quad (2.59)$$

где

$$\mathbf{x}_{\text{пт}}(t) = \begin{bmatrix} \Delta\omega_z(t) \\ \Delta\alpha(t) \\ \Delta\vartheta(t) \\ \Delta\varepsilon_\Gamma(t) \end{bmatrix}, \quad \mathbf{A}_{\text{пт}} = \begin{bmatrix} a_{\omega_z, \omega_z} & a_{\omega_z, \alpha} & 0 & 0 \\ a_{\alpha, \omega_z} & a_{\alpha, \alpha} & 0 & 0 \\ a_{\vartheta, \omega_z} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & a_{\varepsilon_\Gamma, \alpha} & a_{\varepsilon_\Gamma, \vartheta} & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{B}_{\text{пт}}^y = \begin{bmatrix} a_{\omega_z, \delta_B} \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{D}_{\text{пт}}^{\text{CAУ}\varepsilon_\Gamma} = [k_{\omega_z} \quad 0 \quad k_\vartheta \quad k_\vartheta \quad k_\vartheta^\varepsilon], \quad \mathbf{u}_{\text{пт}}^B(t) = \mathbf{u}_{\text{пкт}}^B(t), \quad \mathbf{B}_{\text{пт}}^B = \mathbf{B}_{\text{пкт}}^B . \quad (2.60)$$

Получим матрицу передаточных функций по параметрам продольного движения на внешние возмущения

$$\mathbf{W}_{\text{пт}}^{\text{B}}(p) = \frac{\mathbf{Y}_{\text{пт}}(p)}{\mathbf{U}_{\text{пт}}^{\text{B}}(p)} =$$

$$(\mathbf{I}_p - \mathbf{A}_{\text{пт}} - \mathbf{B}_{\text{пт}}^y \mathbf{D}_{\text{пт}}^{\text{CAУ}\varepsilon_r})^{-1} \mathbf{B}_{\text{пкт}}^{\text{B}} = \Phi_{\text{пт}}^{\text{CAУ}\varepsilon_r}(p) \mathbf{B}_{\text{пт}}^{\text{B}}, \quad (2.61)$$

где $\Phi_{\text{пт}}^{\text{CAУ}\varepsilon_r}(p)$ - переходная матрица состояния по параметрам продольного движения самолета с САУ ε_r .

Дальнейшие аналитические выкладки аналогичны выкладкам, проведенным для режима стабилизации высоты. Статические ошибки по отклонению от равносигнальных линий курса и глиссады являются основной причиной выхода самолета за пределы траектории снижения к ВПП и нарушения требований эксплуатационных разрешений в части САТІ-САТІІІ.

Они являются случайными величинами, а их изменение во времени – случайными процессами, в результате чего они становятся динамическими погрешностями. Вычисление динамических погрешностей в результате вторичной автоматизированной обработки параметров траекторного движения самолета при заходе на посадку является насущной задачей.

Выводы к главе 2.

1. Выбор и обоснование параметров автоматического самолетовождения для определения качества выполнения эксплуатационных разрешений следует провести, исходя из математических моделей полного пространственного движения самолета и в замкнутых контурах с системами автоматического управления (САУ).

2. Статические ошибки являются основными причинами выхода самолета за пределы эшелона и нарушения требований эксплуатационных разрешений в части RVSM, выхода самолета за пределы коридора и нарушения требований эксплуатационных разрешений в части RNP и PBN, выхода самолета

за пределы траектории снижения к ВПП и нарушения требований эксплуатационных разрешений в части САТІ-САТІІІ.

3. Статические ошибки являются случайными величинами, а их изменение во времени – случайными процессами, в результате чего они становятся динамическими погрешностями. Вычисление динамических погрешностей в результате вторичной автоматизированной обработки параметров продольного и бокового движения самолета является насущной задачей при определении соблюдения требований эксплуатационных разрешений.

3 ВЫБОР МЕТОДОВ РАСЧЕТА И РАЗРАБОТКА АЛГОРИТМОВ ОЦЕНКИ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПАРАМЕТРОВ ПОЛЁТА АВТОМАТИЧЕСКОГО САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ

3.1 Задача определения вида функции распределения при оценке точностных характеристик автоматического самолетовождения

Выбор методов расчёта и оценки точностных характеристик автоматического самолетовождения по зарегистрированным параметрам полета определяется следующими факторами:

- конкретной задачей, решаемой на каждом этапе полёта;
- показателем точности, который необходимо оценить;
- типом модели погрешностей;
- объёмом и качеством априорной информации.

При этом необходимо учесть два противоречивых требования: с одной стороны, следует использовать математические модели максимально близкие к реальным системам и процессам, с другой стороны, модели должны быть простые, чтобы иметь эффективные алгоритмы расчёта. Как уже было сказано, основным показателем точности самолётоволждения при выполнении различных режимов является вероятность нахождения погрешностей системы «самолет-САУ» в заданной области. В зависимости от этапа полёта, от моделей процесса и системы «самолет-САУ» методы оценки этой вероятности видоизменяются.

Так, для определения вероятности выхода системы «самолет-САУ» в заданный район воздушного пространства или вероятности невыхода за границы заданного коридора полёта в момент прохождения того или иного пункта маршрута для погрешностей, описывающихся нормальными процессами, и для

линейных систем достаточно применения корреляционной теории и вычисления функции распределения вероятности.

В тех случаях, когда ошибки системы могут быть представлены случайными величинами, задача определения невыхода системы «самолет-САУ» за границы заданной области за время полёта определяется зависимостью:

$$P(z_{н.г.}; z_{в.г.}) = F(z_{в.г.}) - F(z_{н.г.}), \quad (3.1)$$

где $F(z)$ - функции распределения случайной величины;

$z_{н.г.}$ и $z_{в.г.}$ - двусторонние границы заданной области верхней и нижней границ случайной величины.

Как правило, задача идентификации вида функции распределения решается на основе критерия согласия Хи-квадрат. Но как показали новые исследования в математической статистике [20, 45, 62], классический критерий согласия Хи-квадрат может давать значительные погрешности. Поэтому в данной работе предлагается использовать модифицированный критерий Хи-квадрат, который был опубликован в работах М.Никулина [62-69]

При этом для аппроксимации распределения ошибок систем применяется наиболее распространенный нормальный закон распределения.

Но, как показала практика обработки выборок исследуемых параметров полёта ВС, нормальное распределение применимо лишь для 30-40% параметров. Поэтому в представленной работе был использован модифицированный критерий Хи-квадрат, который, имеет большую мощность, чем обычный критерий Хи-квадрат.

Типовой обобщенный алгоритм оценки точностных характеристик включает в себя следующие модули обработки экспериментальных данных для анализа одной реализации:

- оценка параметров распределения выборочным методом;
- определение вида предполагаемого распределения;

- определение вероятности нахождения вектора параметров ВС в заданной области.

Иллюстрация задачи оценки точностных характеристик автоматического самолетовождения в режиме захода на посадку представлена на рис.3.1.

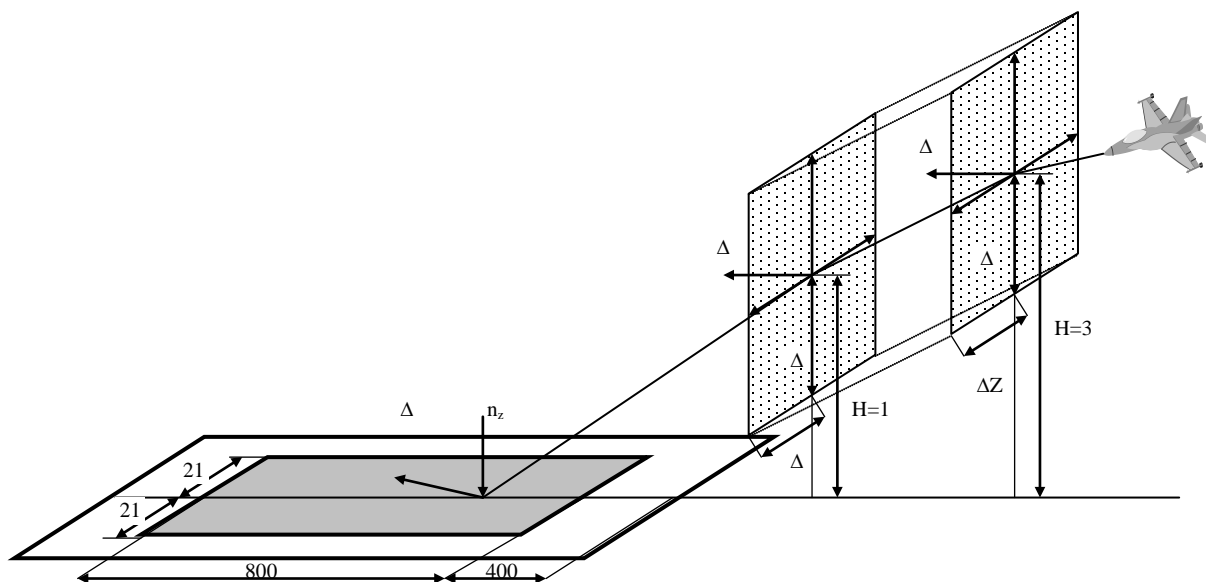


Рисунок 3.1 - Оценка точностных характеристик автоматического самолетовождения в режиме захода на посадку

Вероятность нахождения вектора параметров полета ВС в заданной области:

$$P_T = P(\vec{X}_3 \in G_3) \geq P_{дон} = 1 - q_{дон}, \quad (3.2)$$

где $q_{дон}$ - заданная вероятность выхода \vec{X}_3 за область допустимых значений.

\vec{X}_3 - вектор заданных параметров X_3 .

G_3 - область допустимых значений.

Требуется определить вид закона P_T .

Алгоритм оценки точностных характеристик в наиболее общем виде представлен на рис.3.2.

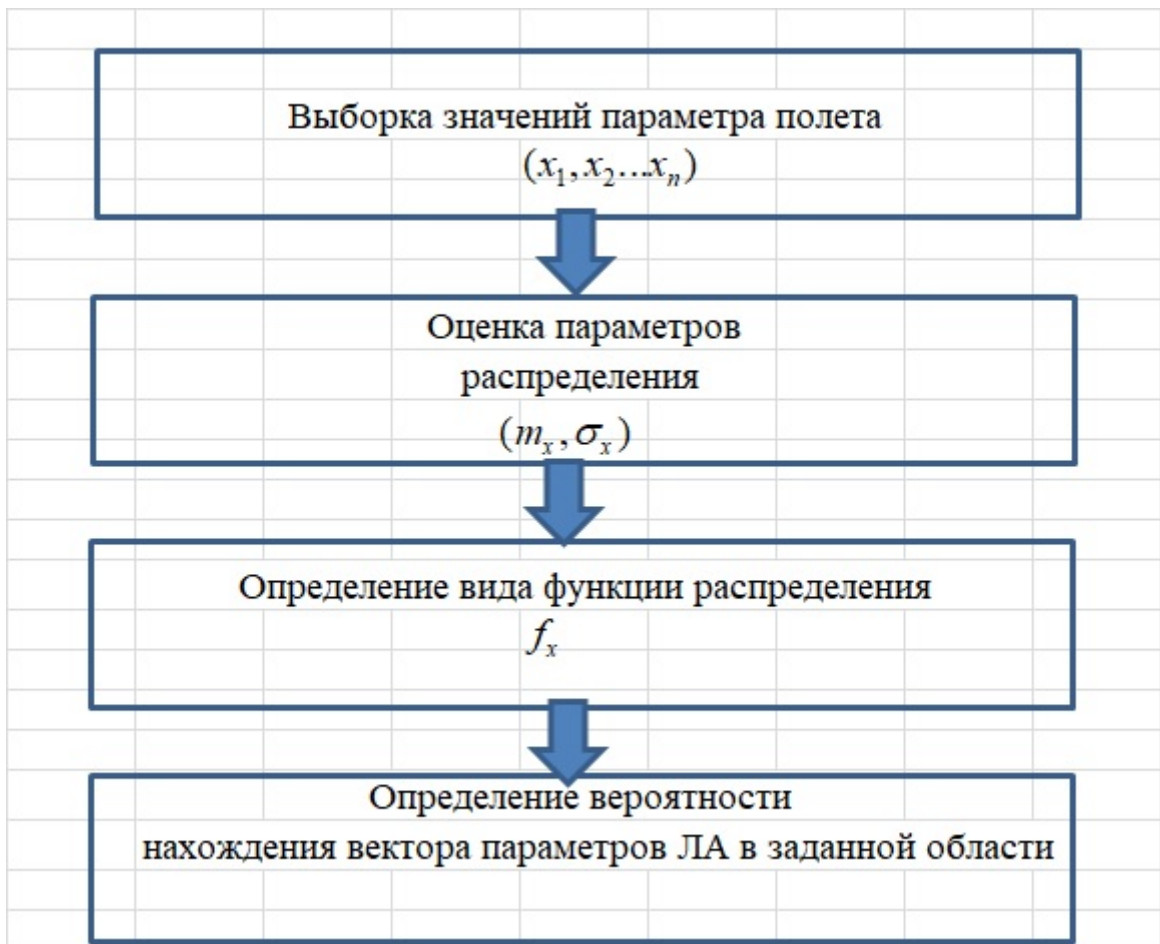


Рисунок 3.2 - Алгоритм оценки точностных характеристик параметров полета

Для реализации этого алгоритма необходимо разработать программно-математического обеспечение, которое позволяет определять законы распределения параметров полёта, и их параметры на основе полетных данных на ЭВМ.

3.2 Анализ основных точностных характеристик полета при автоматическом самолетовождении

Чтобы понять актуальность и значимость задачи статистической оценки функций распределения параметров системы «самолет-САУ», рассмотрим задачу определения точностных характеристик указанной системы. Будем рассматривать

точностные характеристики автоматического полета самолёта через определяющие их характеристики САУ.

Анализ перечня эксплуатационных разрешений показал, что задача оценки точностных характеристик автоматического самолётовождения является одной из основных, так как решение этой задачи обеспечивает эффективный контроль выполнения задач самолётовождения на всех этапах полёта. Рассмотрим точностные характеристики основных автоматических режимов полёта.

Полёты самолётов выполняются по трассам, представляющим собой коридор в воздушном пространстве, ограниченный по высоте и ширине, обеспеченный трассовыми аэродромами и оборудованный в той или иной степени средствами радионавигации, контроля и управления воздушным движением. Обеспечение безопасности воздушного движения достигается рассредоточением трасс полётов в воздушном пространстве на установленные интервалы и дистанции.

Существующие и перспективные нормы при полете по маршруту распространяются на следующие виды эшелонирования:

- боковое (расстояние между осями параллельных трасс в горизонтальной плоскости);
- продольное (расстояние или время полёта между самолётами в горизонтальной плоскости, летящими по одной трассе с одинаковой скоростью);
- вертикальное (расстояние между осями параллельных трасс в вертикальной плоскости, при этом оси трасс могут быть смещены в горизонтальной плоскости).

Для обеспечения гарантированного выдерживания заданных интервалов бокового эшелонирования и нахождения самолёта в заданном коридоре устанавливаются минимальные требования к навигационным характеристикам ПНК.

3.2.1 Выбор метода оценки характеристик случайных процессов

Усложнение и расширение задач самолётовождения в системе «самолет-САУ», значительно затруднило оценку перечисленных выше точностных характеристик. Затраты, связанные с получением этих оценок, стали весьма значительными. Поэтому актуальной задачей стало получение оценок точностных характеристик требуемого качества с минимальными затратами.

Дальнейшие исследования будут посвящены именно исследованию и изысканию наиболее эффективных методов оценки точностных характеристик параметров системы «самолет-САУ» по результатам сертификационных испытаний.

Теоретическими основами этих исследований являются следующие компоненты:

- использование методов обработки регистрируемых параметров, извлекающих максимум информации об их характеристиках;
- использование методов проверки статистических гипотез;
- идентификация моделей сигналов и системы «самолет-САУ» по результатам экспериментов;
- оценка адекватности идентифицируемых моделей реальным объектам и сходимости результатов расчёта моделирования с результатами летного эксперимента;
- использование в расчётных методах предельных моделей, позволяющих получить гарантированные значения оценок точностных характеристик;
- применение методов оптимального планирования лётных и эксплуатационных испытаний, обеспечивающих наилучшие наблюдения оцениваемых погрешностей, получение максимальной информации в каждом эксперименте и оптимальное управление экспериментом, позволяющим достигнуть необходимой точности и надёжности оценивая при минимальной выборке.

Одним из наиболее перспективных направлений при решении поставленной задачи является создание и применение комплексной методики оценки точностных характеристик, основанной на совместном использовании результатов расшифровки полетной информации. Такая методика базируется на использовании избыточной информации, полученной на каждом этапе обработки системы «самолет-САУ», и позволяет наиболее эффективно получить оценки точностных характеристик.

Так, для определения вероятности выхода системы «самолет-САУ» в заданный район воздушного пространства или вероятности невыхода за границы заданного коридора полёта в момент прохождения того или иного пункта маршрута для погрешностей, описывающихся нормальным законом распределения, и для линейных систем достаточно применения корреляционной теории и вычисления одномерной плотности вероятности. На основании этой теории и разработаны, в основном, существующие методики оценки точностных характеристик автоматического захода на посадку.

В тех случаях, когда ошибки системы могут быть представлены случайными величинами, задача определения невыхода системы «самолет-САУ» за границы заданной области за время полёта определяется зависимостью:

$$P(z_{н.г.}; z_{г.г.}) = \int_{z_{н.г.}}^{z_{г.г.}} f(z) dz, \quad (3.3)$$

где $f(z)$ - плотность распределения случайной величины;

$z_{н.г.}$ и $z_{г.г.}$ - двусторонние границы заданной области случайной величины.

Так, например, оценивают точность вертикального эшелонирования. При этом в средней области распределение ошибок систем считают нормальным. В области редких больших погрешностей распределение ошибок отличается от нормального. В частности, приемлемыми аппроксимациями распределения редких больших ошибок системы «самолет-САУ» считают экспоненциальное или двойное экспоненциальное распределение.

Исходным материалом для оценивания точностных характеристик системы «самолет-САУ» является выборка случайной величины. Поэтому первые этапы обработки – это получение по выборке экспериментальной функции плотности распределения вероятностей. Этой информации достаточно, чтобы получить предварительные оценки статистических характеристик погрешностей, по которым имелись прямые эталонные измерения, и перейти для этих параметров к анализу типа распределения.

При оценке точностных характеристик системы «самолет-САУ» приходится, как правило, иметь дело с выборками малого объёма, поэтому построение доверительных интервалов должно являться обязательным этапом в оценке точностных характеристик. Этим обеспечивается как точечное, так и интервальное оценивание погрешностей системы «самолет-САУ».

Применение методов теории проверки статистических гипотез решает задачу проверки соответствия погрешностей системы «самолет-САУ» заданным требованиям (по критериям сравнения с заданной величиной).

Типовой обобщённый алгоритм оценки точностных характеристик включает в себя последовательно следующие модули обработки экспериментальных данных для анализа одной реализации:

- проверка стационарности;
- оценка параметров распределения выборочным методом;
- определение вида предполагаемого распределения;
- интервальное оценивание параметров распределения;
- регрессионный, дисперсионный или корреляционный анализ реализации;
- идентификация моделей характеристик реализации;
- определение спектральной и корреляционной функций;
- определение плотности распределения выхода реализации за заданный уровень.

Для реализации вышеприведённого алгоритма необходимо рассматривать задачу разработки программно-математического обеспечения способствующего оптимизации и повышению точности обработки полетной информации.

В работах, посвященных оценке точностных характеристик для автоматических режимов полёта были рассмотрены различные виды функций распределений идентификации распределений параметров полёта системы «самолет-САУ» по гистограммам. Однако часть параметров не получила соответствия ни одной гипотезе о выбранной функции распределения. Для нахождения оценок этих параметров в представленной работе предлагается применение не рассмотренных ранее семейств законов распределения Джонсона [32]. Для проверки гипотезы о соответствии закона распределения случайной величины одному из законов распределения Джонсона применяются критерии согласия Хи-квадрат и Омега-квадрат. Оценивание функций распределения на основе этих критериев относится к непараметрическим методам оценивания.

Если закон распределения известен до опыта, из теоретических соображений, тогда решается узкая задача обработки наблюдений: определение только некоторых числовых характеристик случайной величины. При небольшом числе опытов задача более или менее точного определения этих параметров не может быть решена, поскольку в этих случаях экспериментальный материал содержит в себе значительный элемент случайности, поэтому случайными оказываются и все параметры, вычисленные на основе этих данных. В таких условиях может быть поставлена только задача об определении оценок для искомым параметров, т.е. таких приближённых значений, которые при массовом применении приводили бы в среднем к меньшим ошибкам, чем всякие другие.

Параметрические методы оценивания функции распределения.

Предположим, что, исходя из тех или иных соображений, нами выбрана функция $f(x)$, удовлетворяющая основным свойствам плотности распределения, с помощью которой выравнивают данное статистическое распределение. В выражение этой функции входит несколько параметров a , b , c , и т.д. Тогда требуется подобрать эти параметры так, чтобы функция $f(x)$ наилучшим образом описывала распределение случайной величины. Один из методов, применяемых для решения этой задачи - метод моментов [37-39].

Согласно методу моментов, параметры a , b , c ,... выбираются с таким расчетом, чтобы несколько важнейших числовых характеристик (моментов) теоретического распределения были равны соответствующим статистическим характеристикам. Например, если теоретическая кривая $f(x)$ зависит только от двух параметров a и b , эти параметры выбираются так, чтобы математическое ожидание m_x и дисперсия D_x теоретического распределения совпадали с соответствующими статистическими характеристиками m_x^* и D_x^* . Если кривая $f(x)$ зависит от трех параметров, можно подобрать их так, чтобы совпадали первые три момента, и т. д. Следует заметить, что при выравнивании статистических рядов нерационально пользоваться моментами порядка выше четвертого, так как точность вычисления моментов резко падает с увеличением их порядка.

Непараметрические методы оценивания функции распределения. Процедура обоснованного сопоставления высказанной гипотезы о виде распределения случайной величины с имеющимися в нашем распоряжении выборочными данными X_1, X_2, \dots, X_n осуществляется с помощью того или иного статистического критерия и называется статистической проверкой гипотез [45, 76, 114].

Результат подобного сопоставления может быть либо отрицательным (данные наблюдения противоречат высказанной гипотезе, а потому от этой гипотезы следует отказаться), либо не отрицательным (данные наблюдения не противоречат высказанной гипотезе, а потому ее можно принять в качестве одного из естественных и допустимых решений). При этом не отрицательный результат статистической проверки гипотезы не означает, что высказанное нами предположенное утверждение является наилучшим, единственно подходящим. Просто она не противоречит выборочным данным, однако таким же свойством могут наряду с высказанной гипотезой обладать и другие.

Так, что даже статистически проверенное предположение гипотезы следует расценивать не как раз и на всегда установленный, абсолютно верный факт, а лишь как достаточно правдоподобное, не противоречащее опыту утверждение.

Для определения оценок математического ожидания, СКО не требуется какого-либо группирования экспериментальных данных. Эти оценки могут быть найдены непосредственно по исходной неупорядоченной выборке. Однако для определения формы распределения, для использования критериев согласия, для сопоставления гипотез о форме распределения или для вычисления оценок энтропии и энтропийного коэффициента простого упорядочивания выборки уже недостаточно, а требуется провести оптимальную фильтрацию, т.е. решить задачу выбора оптимального числа интервалов, таким образом, чтобы максимально чётко выразить статистическую закономерность в имеющихся данных.

Определение гипотезы о функции распределения графическим методом. В большинстве случаев мы имеем достаточно надёжных теоретических оснований для выбора той или иной статистической модели. Мы получаем экспериментальные данные и, используя эмпирические методы, должны сделать выводы относительно изучаемого явления. Иногда достаточно представить имеющуюся информацию в виде гистограммы и, возможно, несколько сгладить ее от руки [76]. В других случаях бывает желательно представить данные формально через эмпирические распределения. В числе причин, по которым это делается, можно назвать следующие:

- Желание достигнуть объективности. При сглаживании одних и тех же экспериментальных зависимостей вручную у разных людей будут получаться различные кривые. Применение эмпирического распределения исключает такую произвольность.
- Необходимость автоматизации процесса анализа данных. Когда аналогичные совокупности данных должны анализироваться часто, и особенно когда требуется выполнять интерполяцию в нескольких заданных точках, может оказаться более экономичным вместо подбора кривых

распределения вручную использовать быстродействующую вычислительную машину.

- Необходимость знать параметры распределения. Оценки параметров эмпирических распределений часто дают важную обобщенную информацию и могут использоваться при интерполяции.

Подбор распределений для экспериментальных данных имеет долгую историю; было предложено много различных методов. Наиболее распространенным из них является применение нормального распределения. Из центральной предельной теоремы следует, что нормальное распределение дает приемлемое описание многих (хотя и не всех) реальных явлений.

Аналогично гамма-распределение и логарифмически нормальное распределение использовались для описания случайных величин, ограниченных с одной стороны, так же как бета-распределение для описания случайных величин, ограниченных сверху и снизу [8]. Хотя эти модели приводят к распределениям самой различной формы, все же они не дают той степени обобщения, которая часто необходима.

Это иллюстрируется на рис. 3.3, где показаны области в плоскости (β_1, β_2) для различных распределений — нормального, бета распределения (частный случай — равномерное распределение), гамма распределения (частный случай — экспоненциальное распределение) и логарифмически нормального, где β_1 квадрат нормированного показателя асимметрии, а β_2 — нормированный показатель островершинности. Сюда входит так же t-распределение Стьюдента — симметричное распределение, сходящееся к нормальному, когда его параметр (число степеней свободы) произвольно увеличивается.

Для любого нормального распределения $\beta_1 = 0$ и $\beta_2 = 3$. Поэтому на рис.3.3, это распределение представлено одной точкой, так же как экспоненциальное и равномерное распределения.

Это объясняется тем, что у этих распределений нет параметра формы и поэтому они имеют единственную форму. Гамма-распределение, логарифмически

нормальное распределение и t-распределение Стьюдента представлены кривыми. Таким образом, гамма распределения можно подобрать для всех значений β_1 и β_2 , лежащих вблизи средней кривой.

Заметим также, что кривая для гамма распределения находится вблизи кривой для логарифмически нормального распределения. Это помогает объяснить тот факт, что эмпирические данные часто могут быть одинаково, хорошо (или одинаково плохо) описаны как гамма распределением, так и логарифмически нормальным распределением.

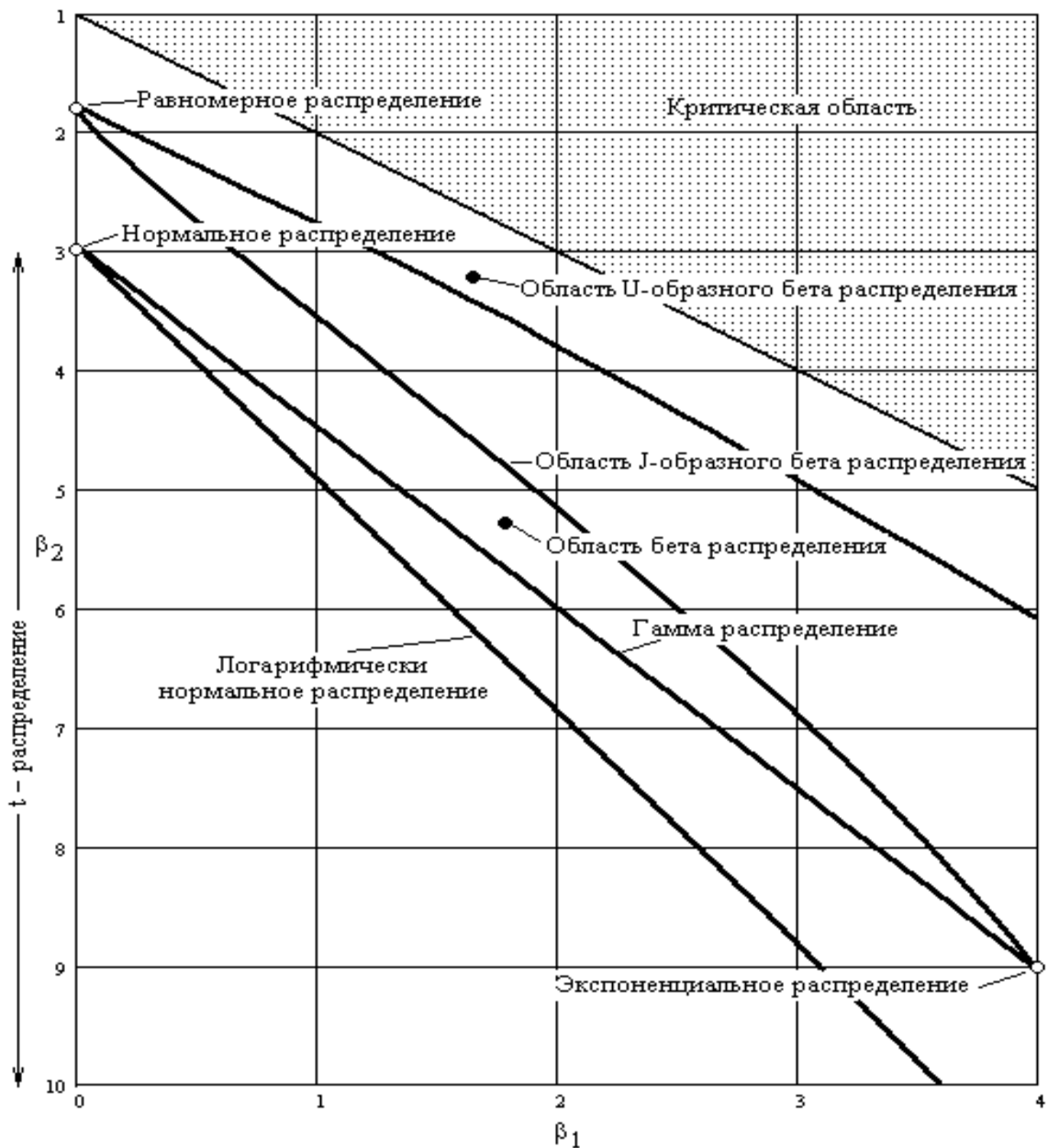


Рисунок 3.3 - Область в плоскости (β_1 , β_2) для различных распределений

Бета-распределение, имеющее два параметра формы, занимает на рис.3.3. определённую область и, следовательно, оно является более общим, чем любое другое распределение. Однако большая область значений β_1 и β_2 не охвачена ни одним из рассмотренных ранее распределений

Для применения графиков, изображенных на рис.3.3 необходимо знать значения β_1 и β_2 , которые обычно бывают неизвестными. Однако эти кривые можно использовать и для того, чтобы узнать будут ли надлежащим образом описаны полученные данные одним из показанных на рис.3.3 распределений. Это выполняется путём нахождения выборочных оценок b_1 и b_2 , и нанесения этой точки на рис.3.3. Если эта точка будет лежать достаточно близко от точки, кривой или обладает соответствующей одной из названных нами моделей, то это распределение может быть использовано для описания эмпирических данных. Затем можно приступить к нахождению оценок для параметров распределения, используя соответствующие формулы.

При применении этого метода необходимо учитывать два важных ограничения. Прежде всего заметим, что для любого множества данных b_1 и b_2 являются лишь оценками для β_1 и β_2 и подвержены колебаниям от выборки к выборке. Поэтому эти методы, необходимо использовать с осторожностью, особенно когда число наблюдений невелико, например меньше 200. Во-вторых, в общем случае форма распределения не определена однозначно его нормированными показателями асимметрии и островершинности. Таким образом, подбор распределения для описания определенного множества эмпирических данных для оценки точности автоматического самолетовождения с помощью рис.3.3 не гарантирует адекватности выбранной модели, поэтому и необходимо каждую модель проверять по какому-либо критерию согласия.

3.2.2 Анализ возможности использования критерия согласия Пирсона (Хи-квадрат)

Рассмотрим задачу определения законов распределения случайных величин на основе опытных данных, используя основные положения математической статистики [7, 8, 33, 45].

При обработке обширных по своему объёму статистических данных при решении задачи оценки точности автоматического самолетовождения возникает вопрос об определении законов распределения тех или иных случайных величин [29, 30, 98]. Теоретически при достаточном количестве опытов свойственные этим случайным величинам закономерности будут осуществляться сколь угодно точно. На практике нам всегда приходится иметь дело с ограниченным количеством экспериментальных данных. В связи с этим результаты наблюдений и их обработки всегда содержат больший или меньший элемент случайности.

Возникает вопрос о том, какие черты наблюдаемого явления относятся к постоянным, устойчивым и действительно присуще ему, а какие являются случайными и проявляются в данной серии наблюдений только за счёт ограниченного объёма экспериментальных данных. Естественно, методике обработки экспериментальных данных следует предъявить такие требования, чтобы она по возможности, сохраняла типичные, характерные черты наблюдаемого явления и отбрасывала всё несущественное, второстепенное, связанное с недостаточным объёмом опытного материала. В связи с этим возникает характерная для математической статистики задача сглаживания или выравнивания статистических данных, представления их в наиболее компактном виде с помощью простых аналитических зависимостей.

Задача выравнивания заключается в том, чтобы подобрать теоретическую плавную кривую распределения, с той или иной точки зрения наилучшим образом описывающую данное статистическое распределение.

Задача о наилучшем выравнивании статистических рядов, как и вообще задача о наилучшем аналитическом представлении эмпирических функций, есть

задача в значительной мере неопределенная, и решение ее зависит от того, что условиться считать «наилучшим».

Как правило, принципиальный вид теоретической кривой выбирается заранее из соображений, связанных с существом задачи, а в некоторых случаях просто внешним видом статистического распределения. Аналитическое выражение выбранной кривой распределения зависит от некоторых параметров. Задача выравнивания статистического ряда переходит в задачу рационального выбора тех значений параметров, при которых соответствие между статистическим и теоретическим распределениями оказывается наилучшим.

Критерий согласия Пирсона (Хи-квадрат) идеально подходит для проверки гипотез о соответствии между теоретическим и практическим распределениями [6, 16, 17, 32, 93, 101, 119, 121, 122].

Пусть проводится n независимых испытаний, каждое из которых может иметь r различных исходов A_1, A_2, \dots, A_r . Требуется проверить гипотезу о том, что вероятности этих исходов равны p_1, p_2, \dots, p_r , если в последовательности испытаний эти исходы встретились m_1, m_2, \dots, m_r раз.

Рассмотрим следующие случаи.

1. Пусть x_1, x_2, \dots, x_n -независимые наблюдения некоторой случайной величины ξ с неизвестной функцией распределения $F(x)$. Требуется по выборке x_1, x_2, \dots, x_n проверить так называемую, «нулевую» гипотезу о том, что генеральная совокупность имеет функцию распределения $F_0(x)$, если известны значения параметров закона распределения, а $F_0(x)$ -непрерывная или дискретная функция, т.е. имеет место простая гипотеза.

Для проверки этой гипотезы область значений x_1, x_2, \dots, x_n наблюдаемой величины ξ произвольным образом разбивают на r непересекающихся областей

A_i , $i=1,2,\dots,r$. Обычно эта последовательность непересекающихся интервалов и полуинтервалов вида $(-\infty, C_1); [C_1, C_2); \dots; [C_{r-1}, +\infty)$.

Если справедлива основная гипотеза, т.е. случайные величины x_k своей функцией распределения имеют $F_0(x)$, то можно найти теоретические вероятности попадания случайной величины в частичные интервалы из условия:

$$p_i = P(C_i \leq \xi < C_{i+1}) = F_0(C_{i+1}) - F_0(C_i),$$

$$p_i > 0; \sum_{i=1}^{r-1} p_i = 1. \quad (3.4)$$

Со случайными величинами x_1, x_2, \dots, x_n естественно связана полиномиальная схема с n испытаниями, в котором результатом k -го испытания является попадания значения x_k в какой-либо интервал. Обозначим через $m_i = m_i(x_1, x_2, \dots, x_n)$ число значений среди x_1, x_2, \dots, x_n , попавших в промежуток $A_i = [C_i, C_{i+1})$. Пусть A_i зафиксировано и вероятности У-успеха и Н-неуспеха равны соответственно

$$P(Y) = P(x_k \in A_i) = p_i; P(H) = P(x_k \notin A_i) = 1 - p_i. \quad (3.5)$$

тогда m_i это число успехов в n испытаниях Бернулли;

m_i / n -относительная частота события $x_k \in A_i$, которая является асимптотически нормальной, несмещенной и состоятельной оценкой вероятности события, и так как $M\left(\frac{m_i}{n}\right) = p_i$, можно считать справедливым приближенное

равенство $\frac{m_i}{n} \approx p_i$, т.е. вектор частот $\frac{m}{n} = \left(\frac{m_1}{n}, \frac{m_2}{n}, \dots, \frac{m_r}{n}\right)$ есть оценка

гипотетической вероятности $p = (p_1, p_2, \dots, p_r)$. В качестве меры расхождения

гипотетической и теоретической вероятностей рассматривается сумма квадратов

отклонений $\sum_{i=1}^r \gamma_i \left(\frac{m_i}{n} - p_i \right)^2$, где γ_i - вес. Если полагать $\gamma_i = n / p_i$, т.е.:

$$\sum_{i=1}^r \gamma_i \left(\frac{m_i}{n} - p_i \right)^2 = \sum_{i=1}^r \frac{n}{p_i} \left(\frac{m_i - np_i}{n} \right)^2 = \sum_{i=1}^r \frac{(m_i - np_i)^2}{np_i}, \quad (3.6)$$

то величина $y_i = \frac{m_i - np_i}{\sqrt{np_i}}$ как линейная комбинация асимптотически

нормальна и $y_i \in N(0,1)$, следовательно, $\sum_{i=1}^r y_i^2 = \chi^2$. Однако между случайными

величинами Y_i для различных i существует линейная зависимость

$$\sum_{i=1}^r \sqrt{p_i} \gamma_i = \sum_{i=1}^r \frac{\sqrt{p_i} (m_i - np_i)}{\sqrt{np_i}} = \frac{1}{\sqrt{n}} \sum_{i=1}^r (m_i - np_i) = \frac{1}{\sqrt{n}} (n - n) = 0 \quad (3.7)$$

Если включить эту зависимость, то при $n \rightarrow \infty$ случайная величина

$\chi^2 = \sum_{i=1}^r y_i^2$ имеет распределение χ^2 с $r - 1$ степенями свободы.

Следовательно, если x_1, x_2, \dots, x_n — выборка из генеральной совокупности с

функцией распределения $F_0(x)$, то статистика:

$$\chi^2 = \sum_{i=1}^r \frac{(m_i - np_i)^2}{np_i} \quad (3.8)$$

имеет при $n \rightarrow \infty$ распределение Хи-квадрат с $r - 1$ степенями свободы, если основная гипотеза верна. В противном случае статистика стремится к бесконечности. Поэтому в качестве критической области выбирается область больших значений.

Поскольку односторонний критерий более “жестко” отвергает «нулевую» гипотезу, чем двусторонний, построим правостороннюю критическую область, исходя из требования, что вероятность попадания критерия в эту область в

предположении об истинности нулевой гипотезы должна быть равна принятому уровню значимости $\alpha : P(\chi^2 \geq \chi^2_{\alpha, r-1}) = \alpha$.

На основе вышесказанного можно составить следующий алгоритм проверки (рис.3.4):

1. Из генеральной совокупности производится выборка объемом n ($n > 50$);
 2. Весь диапазон полученных значений разбивается на r частичных интервалов равной длины, и пусть в i -м интервале будет m_i значений, так что $\sum_{i=1}^r m_i = n$ ($m_i \approx 5-8$), иначе интервалы объединяются, хорошие результаты получают при $np_i \geq 10$);

3. Составляется сгруппированный статический ряд;

4. На основании гипотетической функции распределения $F_0(x)$ вычисляется вероятности попадания случайной величины ξ в частичные интервалы

$$: p_i = P(C_i < \xi < C_{i+1}) = F_0(C_{i+1}) - F_0(C_i), i = 1, 2, \dots, r \quad (3.10)$$

5. Умножая полученные вероятности p_i на объем выборки, получаем теоретические частоты np_i , т.е. частоты, которых следует ожидать, если нулевая гипотеза справедлива;

6. Используем статистику Хи-квадрат $\chi^2 = \sum_{i=1}^r \frac{(m_i - np_i)^2}{np_i}$ и находим наблюдаемое значение критерия χ_H^2 ;

7. Из таблиц квантилей χ^2 -распределения по заданному уровню значимости α и числу степеней свободы $r-1$ находим критические точки $\chi^2_{\alpha, r-1}$;

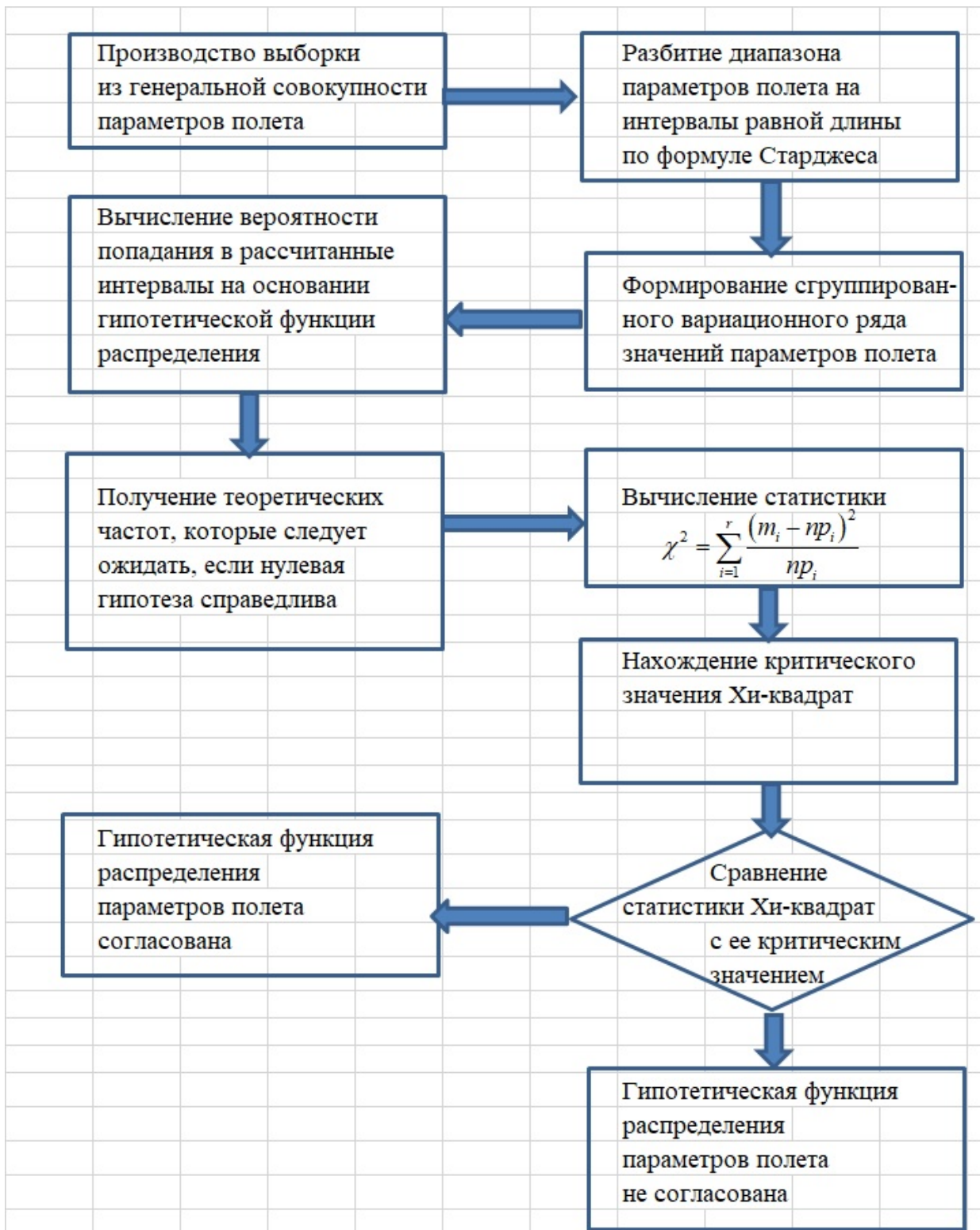


Рисунок 3.4 - Алгоритм проверки критерия Хи-квадрат для оценки параметров полета

8. Сравнивая наблюдаемые значения критерия χ_H^2 с критическим значением $\chi_{\alpha, r-1}^2$, принимаем одно из двух решений:

а) если $\chi_H^2 \succ \chi_{\alpha, r-1}^2$, то нулевая гипотеза отвергается в пользу альтернативной, т.е. считается, что гипотетическая функция распределения не согласуется с опытными данными;

б) если $\chi_H^2 \prec \chi_{\alpha, r-1}^2$, то для отклонения «нулевой» гипотезы нет основания, т.е. гипотетическая функция $F_0(x)$ согласуется с опытными данными.

2. Если значения параметров гипотетической функции распределения $F_0(x)$ неизвестны, то имеем сложную гипотезу. Пусть вероятности p_1, p_2, \dots, p_r зависят от k неизвестных параметров $\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_k$, которые можно оценить по данным выборки (обычно методом максимального правдоподобия). Тогда

статистика $\chi^2 = \sum_{i=1}^r \frac{(m_i - np_i)^2}{np_i}$ имеет распределение χ^2 с $r - k - 1$ степенями

свободы, а гипотетическая функция распределения $F_0(x)$ зависит от неизвестных параметров $\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_k$ и известен только класс функций. Основная гипотеза H_0

заключается в том, что неизвестная функция распределения имеет вид $F_0(x)$

при некоторых значения параметров $\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_k$: $F(x) = F_0(x, \theta_1, \dots, \theta_k)$.

Выборочный критерий проверки истинности «нулевой» гипотезы имеет вид

$$\chi^2 = \sum_{i=1}^r \frac{(m_i - np_i(\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_k))^2}{np_i(\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_k)}. \quad (3.9)$$

Если бы истинные значения параметров были известны, мы получили бы первый случай. Но так как истинные значения $\theta_1, \theta_2, \dots, \theta_k$ не известны, то, подставляя их оценки, найденные методом максимального правдоподобия, получаем статистический критерий χ^2 с меньшим числом степеней свободы, а именно:

$$\nu = r - k - 1,$$

где r - число интервалов, на который разбит весь диапазон наблюдаемых значений;

k - число параметров гипотетической функции распределения.

Сравнивая наблюдаемые значения критерия χ_H^2 с критическим значением $\chi_{\alpha, r-k-1}^2$ по приведенной схеме, делаем заключение об истинности нулевой гипотезы: гипотеза принимается, если $\chi_H^2 < \chi_{\alpha, r-k-1}^2$, и отвергается в противном случае. Алгоритм применения критерия представлен на рис.3.5.

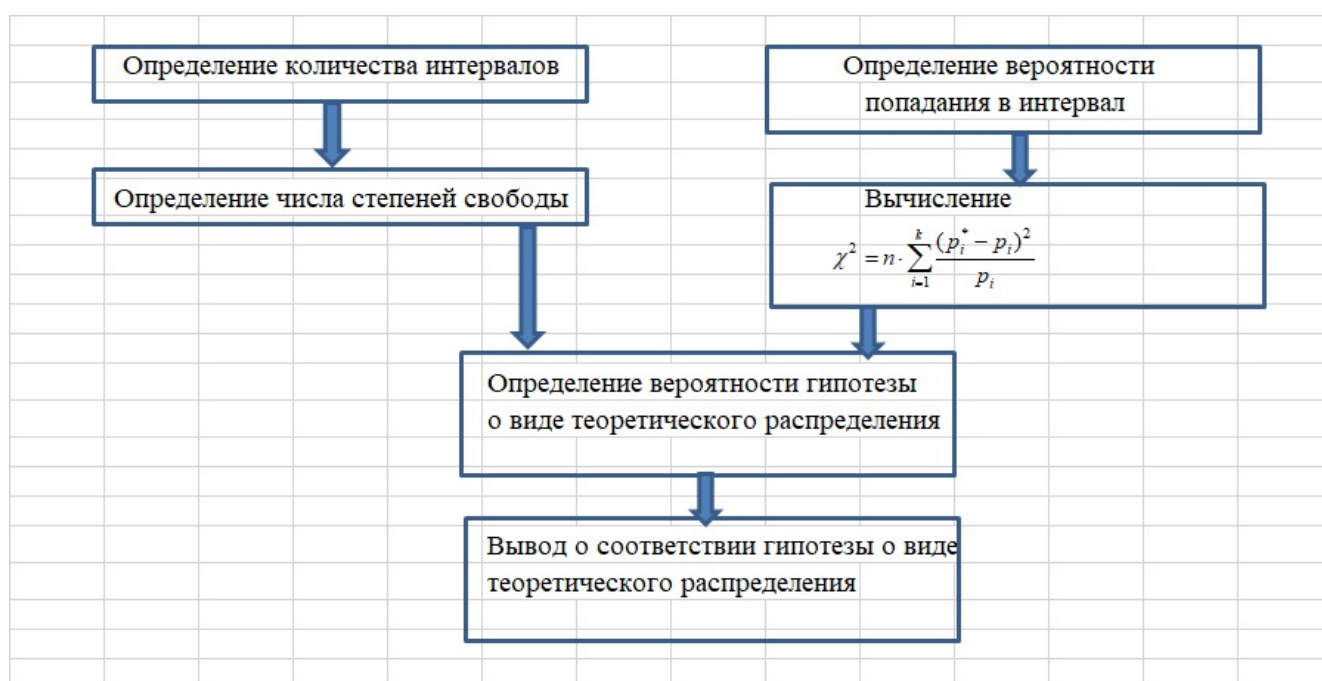


Рисунок 3.5 - Алгоритм применения критерия Хи-квадрат

3.2.3. Аппроксимация выборочных данных полёта нормальным распределением

В основном, выборки параметров полёта подчиняются нормальному распределению, поэтому рассмотрим основные положения об этом законе [1, 5, 108, 109].

Нормальное (или гауссово) распределение – наиболее часто используемая статистическая модель [12, 25, 33, 48, 102, 116]. Плотность нормального распределения имеет вид

$$f(x; \mu, \sigma) = \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}\right], \quad (3.11)$$

$$-\infty < x < \infty, -\infty < \mu < \infty, \sigma > 0,$$

где μ - математическое ожидание и σ - среднее квадратическое отклонение. Эти параметры характеризуют центр распределения и его масштаб.

Интегральная функция нормального распределения имеет вид

$$F(x; \mu, \sigma) = \int_{-\infty}^x \frac{1}{\sigma\sqrt{2\pi}} \exp\left[-\frac{(x-\mu)^2}{2\sigma^2}\right] dx. \quad (3.12)$$

Это выражение показывает вероятность того, что случайно выбранное значение из нормально распределенной совокупности с параметрами μ и σ меньше X , или, что то же самое, оно даёт долю наблюдений в совокупности со значениями, меньшими X .

Оценка параметров нормального распределения

Для оценки μ можно использовать формулу

$$\hat{\mu} = \bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n} \quad (3.13)$$

где $x_i (i = 1, 2, \dots, n)$ - значения n отсчётов.

Для оценки σ можно использовать формулу

$$\hat{\sigma} = \left[\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n} \right]^{\frac{1}{2}}. \quad (3.14)$$

Алгоритм определения оценок параметров нормального распределения приведен на рис.3.6.

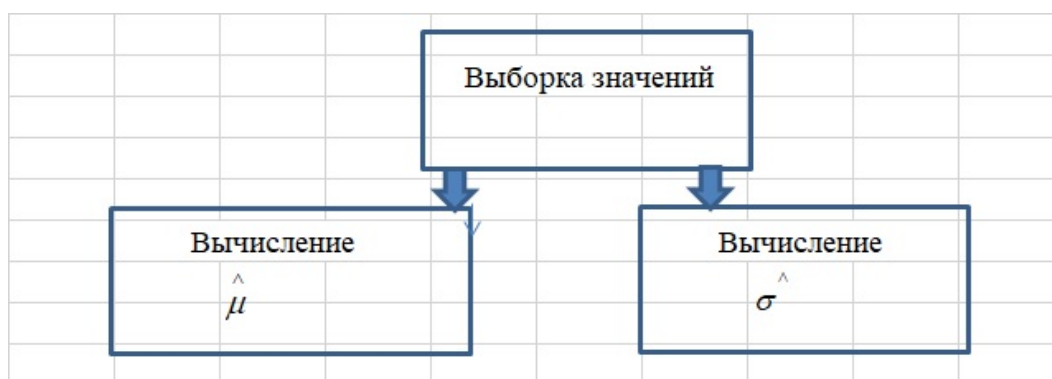


Рисунок 3.6 - Алгоритм определения оценок параметров нормального распределения

3.2.4 Анализ возможностей критерия согласия Никулина для оценки вида функций распределения

Критерий Хи-квадрат является в математической статистике одним из основных для решения задачи принятия гипотезы о виде функции распределения по выборке значений исследуемой величины [8,94]. Но необходимо отметить, что, в теории критериев типа Хи-квадрат получены новые значительные результаты, которые, к сожалению, редко используются в инженерной практике. Эти результаты и рекомендации получены в [4, 5, 20, 62-65, 122].

Поэтому будем использовать для определения вида функции распределения параметров автоматического самолетовождения модифицированные критерии типа Хи-квадрат, которые отражены в журнальных публикациях, но не представлены в классической учебной и монографической литературе.

Так специальные критерии типа Хи-квадрат для проверки нормальности выборки исследуемых параметров опубликованы в [25, 65, 88, 102, 116], для непрерывных распределений с параметрами сдвига и масштаба в [118], для распределений экспоненциального типа в [120], произвольных одномерных

непрерывных распределений в [124], когда используются оценки максимального правдоподобия, вычисленные по негруппированным данным.

В работах [4, 7, 125] была рассмотрена задача построения критериев типа Хи-квадрат для пуассоновского, биномиального, отрицательно биномиального, Стирлинга, обобщенного отрицательно биномиального и других одномерных дискретных распределений, принадлежащих так называемому семейству распределений обобщенного степенного ряда.

Вопросы построения критериев типа Хи-квадрат для многомерных дискретных распределений рассмотрены, например, в [33, 45, 109, 113, 115], при этом для оценивания неизвестных параметров использовались наилучшие несмещенные оценки, таблицы которых приведены в [8].

Рассмотрим основополагающие положения по формированию и применению модифицированного критерия Хи-квадрат для оценки вида функции распределения, базирующиеся на последних достижениях в математической статистике, которые были указаны выше.

Формирование модифицированного критерия Хи-квадрат для непрерывных функций распределения.

Р. Фишером предложено использовать статистику X_n^2 для проверки гипотезы H_0 о принадлежности функции распределения независимых одинаково распределенных случайных величин X_1, \dots, X_n семейству непрерывных функций распределения $\{F(x, \theta)\}$, $\theta = (\theta_1, \dots, \theta_s)^T \in \Theta \subset R^s$. Разобьем действительную прямую точками:

$$x_0 < x_1 < \dots < x_{k-1} < x_k \quad (x_0 = -\infty, x_k = +\infty) \quad (3.15)$$

на k класс-интервалов $(x_0; x_1]$, $(x_1; x_2]$, \dots , $(x_{k-1}; x_k)$

и определим вектор вероятностей $p = (p_1(\theta), \dots, p_k(\theta))^T$, где

$$p_i(\theta) = P\{X_1 \in (a_{i-1}; a_i] | H_0\} = \int_{a_{i-1}}^{a_i} dF(x, \theta), \quad (3.16)$$

Такой, что $p_i(\theta) > 0$, $i = 1, 2, \dots, k$, при всех $\theta \in \Theta$. Очевидно, что $p_1(\theta) + \dots + p_k(\theta) \equiv 1$. Далее пусть $\nu = (\nu_1, \dots, \nu_k)^T$ - вектор частот, получившихся в результате группировки n случайных величин X_1, \dots, X_n по интервалам. Рассмотрим случайную величину

$$X_n^2(\theta) = \sum_{i=1}^k \frac{[\nu_i - np_i(\theta)]^2}{np_i(\theta)}. \quad (3.17)$$

Пусть $\tilde{\theta}_n$ - точка минимума квадратичной формы (3.17), т.е.

$$X_n^2(\theta) = \min_{\theta \in \Theta} X_n^2(\theta). \quad (3.18)$$

Как принято говорить, $\tilde{\theta}_n$ - оценка параметра θ , вычисленная по методу минимума Хи-квадрат. При достаточно слабых ограничениях и при справедливости гипотезы H_0 статистика $X_n^2(\tilde{\theta}_n)$ имеет в пределе при $n \rightarrow \infty$ Хи-квадрат распределение с $k - s - 1$ степенями свободы.

Хотя Фишер получил предельное распределение только для статистики $X_n^2(\tilde{\theta}_n)$, считалось, что предельное распределение квадратичной формы $X_n^2(\tilde{\theta}_n)$ не изменится, если оценку минимума Хи-квадрат $\tilde{\theta}_n$ неизвестного параметра θ заменить оценкой максимального правдоподобия $\tilde{\theta}_n$, вычисленной по негруппированным данным X_1, X_2, \dots, X_n .

В [64-68, 126] было показано, что предельное распределение статистики $X_n^2(\tilde{\theta}_n)$ не является распределением Хи-квадрат и в общем зависит от θ , а следовательно, его в такой ситуации невозможно табулировать. Итак, использование критерия Хи-квадрат с помощью стандартной статистики Пирсона при применении оценок максимального правдоподобия, хотя они и являются асимптотически эффективными, оказывается практически невозможным.

В работах М. Никулина [9, 10, 11] предлагается статистика $Y_n^2(\theta)$, которая представлена в следующей вычислительной форме:

$$Y^2(\theta) = X^2 + n^{-1} \alpha^T(\theta) \Lambda(\theta) \alpha(\theta), \quad (3.19)$$

где

$$X^2 = \sum_{j=1}^k \frac{(v_j - np_j)^2}{np_j}, \quad \Lambda(\theta) = \left\| i_{uv} - \sum_{j=1}^k \frac{u_{uj} \omega_{ju}}{p_j} \right\|^{-1} \quad (3.20)$$

и $\alpha(\theta) = (\alpha_1, \dots, \alpha_s)^T$, причем $\alpha_u = \frac{\omega_{u1} v_1}{p_1} + \dots + \frac{\omega_{uk} v_k}{p_k}$,

$\|i_{uk}\|$ - информационная матрица, соответствующая одному наблюдению ξ_j .

Если в $Y^2(\theta)$ заменить θ любой состоятельной оценкой θ^* (в частности, можно в качестве θ^* выбрать наиболее правдоподобную оценку θ^* , о которой говорилось выше), то предельное распределение статистики критерия не изменятся, т.е. $Y_n^2(\theta^*)$ имеет в пределе при $n \rightarrow \infty$ распределение Хи-квадрат с $(k-1)$ степенями свободы.

Обобщенный алгоритм проверки критерия согласия Никулина приведен на рис.3.7.

Проверка нормальности непрерывной функции распределения с помощью модифицированного критерия Хи-квадрат.

Предположим, что проверяется гипотеза H_0 , согласно которой независимые случайные величины X_1, X_2, \dots, X_n подчиняются нормальному закону $N(m, \sigma^2)$. Таким образом, если гипотеза H_0 верна, то X_1, X_2, \dots, X_n - взаимно независимые нормальные случайные величины, причем

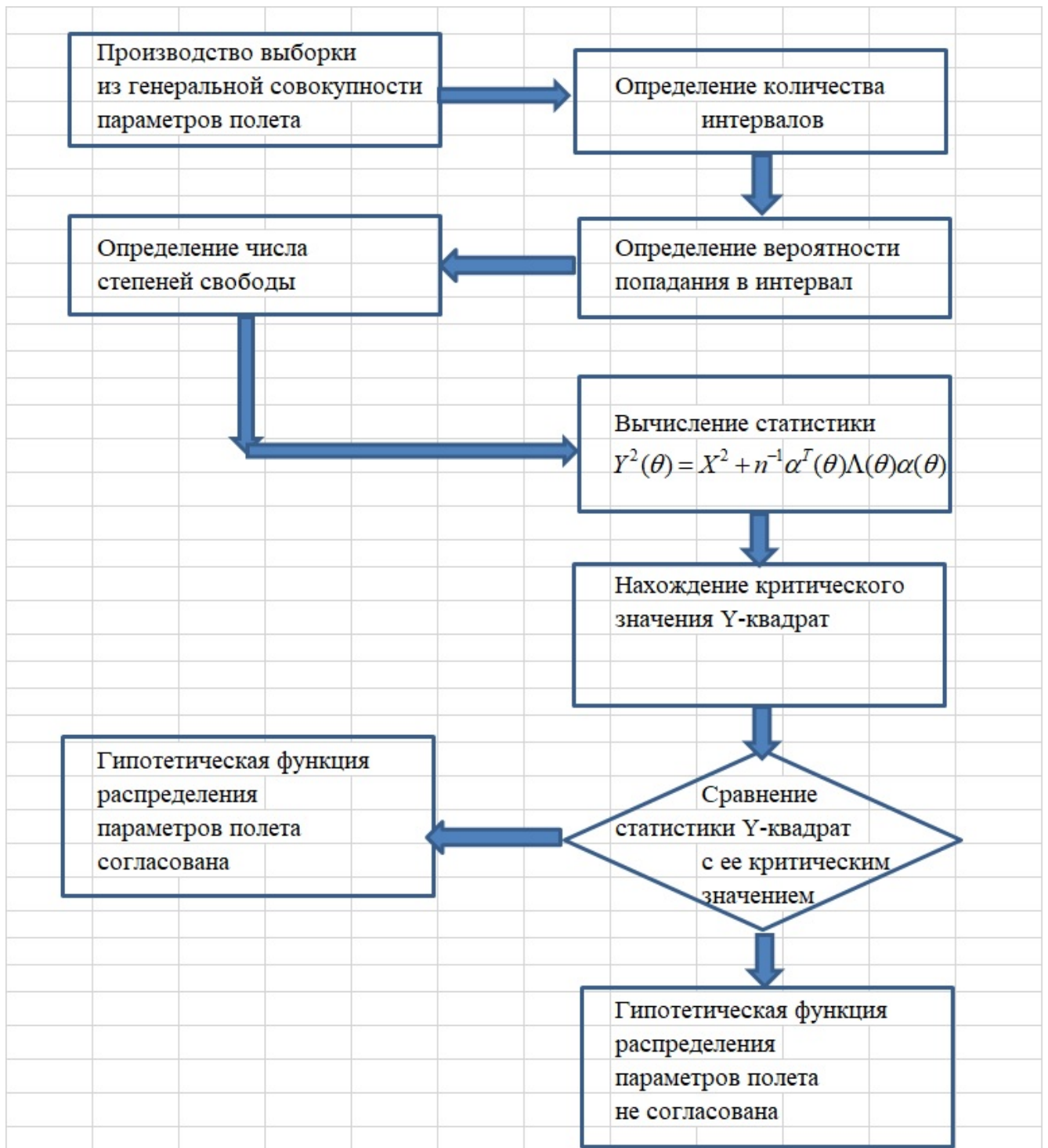


Рисунок 3.7 - Обобщенный алгоритм проверки критерия согласия Никулина для оценки параметров полета

$$EX_i = m, DX_i = \sigma^2, i = 1, 2, \dots, n, |m| < \infty, \sigma^2 > 0. \quad (3.21)$$

Положим η_i :

$$\eta_i = \begin{cases} \frac{1}{\sigma}(X_i - m), \text{ если } m \text{ и } \sigma \text{ известны} \\ \frac{1}{\sigma} \sqrt{\frac{n}{n-1}}(X_i - \bar{X}_n), \text{ если } m \text{ неизвестно, } \sigma \text{ известно} \\ \frac{1}{\tilde{S}_n}(X_i - m), \text{ если } m \text{ известно, } \sigma \text{ неизвестно} \\ \frac{1}{S_n}(X_i - \bar{X}_n), \text{ если } m \text{ и } \sigma \text{ неизвестно} \end{cases} \quad (3.22)$$

где

$$\bar{X}_n = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n X_i, \quad \tilde{S}_n^2 = \frac{1}{n} (X_i - m)^2, \quad S_n^2 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X}_n)^2. \quad (3.23)$$

Пусть $p = (p_1, \dots, p_k)$ - вектор положительных вероятностей таких, что $p_1 + p_2 + \dots + p_k = 1$ ($2 \leq k < n$) и пусть x_j есть $(p_1 + \dots + p_j)$ - квантиль стандартного нормального распределения:

$$\Phi(x_j) \equiv \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{x_j} e^{-\frac{t^2}{2}} dt = p_1 + \dots + p_j, \quad j = 1, \dots, k, \quad (3.24)$$

где $x_k = +\infty$, кроме того, положим $x_0 = -\infty$.

Далее пусть $\nu = (\nu_1, \dots, \nu_k)^T$ - вектор частот, возникающих в результате группировки случайных величин η_1, \dots, η_n по полуинтервалам $(-\infty, x_1]$, $(x_1, x_2]$, \dots , $(x_{k-1}, +\infty)$, причем очевидно, что $\nu_1 + \dots + \nu_k = n$. В основе статистического критерия, предлагаемого для проверки гипотезы о нормальности, лежит следующая теорема [128].

Теорема. Если $n \rightarrow \infty$, $k = \text{const} \geq 2$, то вектор ν распределен асимптотически нормально с параметрами

$$E\nu = np + Q(1) \quad \text{и} \quad E(\nu - np)(\nu - np)^T = nB + Q(1), \quad (3.25)$$

где $Q(1)$ означает величину порядка константы,

$$B = \begin{cases} D - pp^T, & \text{если } m \text{ и } \sigma \text{ известны} \\ D - pp^T - aa^T, & \text{если } m \text{ неизвестно, } \sigma \text{ известно} \\ D - pp^T - \frac{1}{2}bb^T, & \text{если } m \text{ известно, } \sigma \text{ неизвестно} \\ D - pp^T - aa^T - \frac{1}{2}bb^T, & \text{если } m \text{ и } \sigma \text{ неизвестно} \end{cases} \quad (3.26)$$

D – диагональная матрица порядка k с элементами p_1, \dots, p_k на главной диагонали, $a = (a_1, \dots, a_k)^T$, $b = (b_1, \dots, b_k)^T$, $a_j = \varphi(y_j) - \varphi(y_{j-1})$, $b_j = -y_j\varphi(y_j) + y_{j-1}\varphi(y_{j-1})$, $j = 1, \dots, k$, $\varphi(\dots)$ – плотность стандартного нормального распределения.

Положим

$$X_n^2 = \sum_{j=1}^k \frac{(v_j - np_j)^2}{np_j}, \quad \alpha = \sum_{j=1}^k \frac{a_j v_j}{p_j}, \quad \beta = \sum_{j=1}^k \frac{b_j v_j}{p_j},$$

$$\lambda_1 = 1 - \sum_{j=1}^k \frac{a_j^2}{p_j}, \quad \lambda_2 = 2 - \sum_{j=1}^k \frac{b_j^2}{p_j}, \quad \lambda_3 = \sum_{j=1}^k \frac{a_j b_j}{p_j},$$

$$\theta_n = (\bar{X}_n, S_n^2)^T, \quad \bar{X}_n = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n X_i, \quad S_n^2 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X}_n)^2. \quad (3.27)$$

Тогда, согласно [2,11], статистика $Y_n^2 = Y_n^2(\hat{\theta}_n)$ имеет вид

$$Y_n^2 = \begin{cases} X_n^2, & \text{если } m \text{ и } \sigma \text{ известны} \\ X_n^2 + \frac{1}{n\lambda_1} \alpha^2, & \text{если } m \text{ неизвестно, } \sigma \text{ известно} \\ X_n^2 + \frac{1}{n\lambda_1} b^2, & \text{если } m \text{ известно, } \sigma \text{ неизвестно} \\ X_n^2 + \frac{\lambda_2 \alpha^2 - 2\lambda_3 \alpha \beta + \lambda_1 \beta^2}{n(\lambda_1 \lambda_2 - \lambda_3^2)}, & \text{если } m \text{ и } \sigma \text{ неизвестно} \end{cases} \quad (3.28)$$

Очевидно, что если вероятности p_i выбраны таким образом, что $p_1 = p_k$, $p_2 = p_{k-1}$, $p_3 = p_{k-2}$ и т.д., то $\lambda_3 = 0$. В частности это верно, если $p_1 = p_2 = \dots = p_k = \frac{1}{k}$.

Из только что рассмотренной теоремы [18] вытекает следующее следствие: если гипотеза H_0 справедлива, то при $n \rightarrow \infty$ случайная величина Y_n^2 асимптотически подчиняется распределению Хи-квадрат с $k-1$ степенями свободы, т.е.

$$\lim_{n \rightarrow \infty} P\{Y_n^2 < x | H_0\} = P(\chi_{k-1}^2 < x). \quad (3.29)$$

Пусть $p_1 = \dots = p_k = \frac{1}{k}$. В этих условиях $\lambda_3 = 0$ и статистика Y^2 имеет представление:

$$Y^2 = \begin{cases} X^2, \text{ если } m \text{ и } \sigma \text{ известны} \\ X^2 + \frac{1}{n} \left(\sum_{i=1}^k \varepsilon_i \nu_i \right)^2, \text{ если } m \text{ неизвестно, } \sigma \text{ известно} \\ X^2 + \frac{1}{n} \left(\sum_{i=1}^k \omega_i \nu_i \right)^2, \text{ если } m \text{ известно, } \sigma \text{ неизвестно} \\ X^2 + \frac{1}{n} \left(\sum_{i=1}^k \varepsilon_i \nu_i \right)^2 + \frac{1}{n} \left(\sum_{i=1}^k \omega_i \nu_i \right)^2, \text{ если } m \text{ и } \sigma \text{ неизвестно} \end{cases} \quad (3.30)$$

где

$$X^2 = \frac{k}{n} \sum_{i=1}^k \nu_i^2 - n, \quad \varepsilon = (\varepsilon_1, \dots, \varepsilon_k)^T, \quad \omega = (\omega_1, \dots, \omega_k)^T, \quad \varepsilon_i = \frac{ka_i}{\sqrt{\lambda_1}},$$

$$\omega_i = \frac{kb_i}{\sqrt{\lambda_2}}, \quad \lambda_1 = 1 - k \sum_{i=1}^k a_i^2, \quad \lambda_2 = 2 - k \sum_{i=1}^k b_i^2 a_i = \varphi(y_i) - \varphi(y_{i-1}), \quad (3.31)$$

$$b_i = \varphi'(y_i) - \varphi'(y_{i-1}), \quad y_i = \Phi^{-1}\left(\frac{i}{k}\right), \quad i = 1, \dots, k-1, \quad y_0 = -\infty, \quad y_k = +\infty \quad (3.32)$$

В Приложении 2 приводится таблица П.2.1 значений векторов $y = (y_1, \dots, y_{k-1})^T$, $\varepsilon = (\varepsilon_1, \dots, \varepsilon_k)^T$, $\omega = (\omega_1, \dots, \omega_k)^T$ для $k = 3, (1)25$. При составлении таблицы было учтено, что $y_i = -y_{k-i}$, $\varepsilon_i = -\varepsilon_{k-i+1}$, $\omega_i = \omega_{k-i+1}$. Поэтому при чётном $k = 2l$ в таблице даны значения y_i , ε_i , и ω_i лишь для

$i = 1, 2, \dots, l$; при нечётном $k = 2l + 1$ значения y_i указаны только для $i = 1, 2, \dots, l$, а значения ε_i и ω_i - для $i = 1, 2, \dots, l + 1$.

Таблица П2.1 используется для определения параметра в зависимости от выбранного числа интервалов группирования k .

Число интервалов группирования k рекомендуется выбирать по формуле Старджеса:

$$k = \lceil \log_2 n + 1 \rceil, \quad (3.33)$$

где n – количество значений исследуемого параметра.

Алгоритм проверки критерия согласия Никулина приведён на рис.3.8.

3.2.5 Алгоритм работы критерия Никулина с исходной выборкой параметра для логнормального распределения

По таблице П.2.1 определяются границы интервалов y_i от 0 до ∞ и коэффициенты ε_i и ω_i . При каждом k в первой строке даны значения y_i , во второй и третьей строках ε_i и ω_i , соответственно. В зависимости от числа интервалов группирования по таблице определяются y_i , ε_i и ω_i . Согласно знаниям о значениях математического ожидания и дисперсии, определяем статистику Y^2 для исследуемой выборки. После чего сравниваем полученное значение статистики Y^2 с критическим значением X^2 , которое выбирается в зависимости от количества степеней свободы $k-1$ и уровня значимости α . если значение Y^2 меньше значения X^2 , то гипотеза о виде функции распределения принимается, если наоборот отвергается принимаем или отвергаем гипотезу о виде функции распределения.

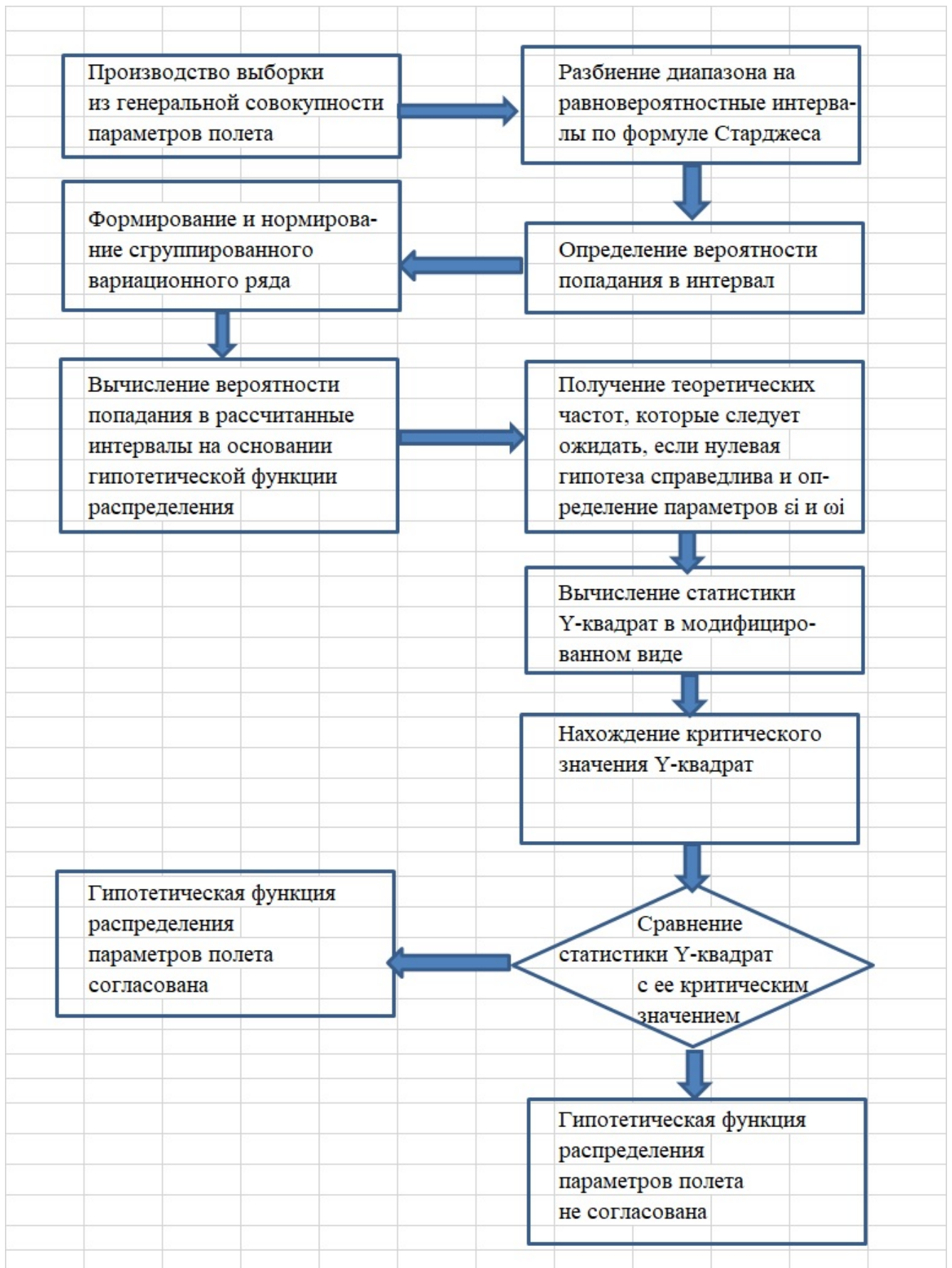


Рисунок 3.8 - Алгоритм проверки критерия согласия Никулина

Аппроксимация гистограмм исследуемых параметров полёта функциями логнормального распределения

Более общими методами описания эмпирических данных являются применение логнормальных распределений, которые подробно описаны в [25, 61]. В ней предложено находить эмпирические распределения путем преобразования нормированной нормально распределенной случайной величины. Преимущество такого преобразования заключается в том, что оценки процентилей эмпирических распределений можно получить, используя таблицу площадей под кривой нормированного нормального распределения.

Пусть x - случайная величина, которой требуется подобрать логнормальное распределение.

В общем случае преобразование имеет вид:

$$z = \gamma + \eta \cdot \tau(x; \varepsilon, \lambda), \quad (3.34)$$

где $\eta > 0$, $-\infty < \gamma < \infty$, $\lambda > 0$, $-\infty < \varepsilon < \infty$,

τ - произвольная функция; γ , η , ε и λ - параметры распределения; z - нормированная случайная величина, распределённая по нормальному закону.

Три различные семейства функции τ :

$$1) \tau_1(x; \varepsilon, \lambda) = \ln\left(\frac{x-\varepsilon}{\lambda}\right), \quad x \geq \varepsilon, \quad (3.35)$$

$$2) \tau_2(x; \varepsilon, \lambda) = \ln\left(\frac{x-\varepsilon}{\lambda+\varepsilon-x}\right), \quad \varepsilon \leq x \leq \varepsilon+\lambda, \quad (3.36)$$

$$3) \tau_3(x; \varepsilon, \lambda) = \text{Arsh}\left(\frac{x-\varepsilon}{\lambda}\right), \quad -\infty < x < \infty, \quad (3.37)$$

Исходя из формул (3.45) - (3.47) находим, что для первой из этих функций имеем:

$$x = \lambda \cdot \exp\left(\frac{z-\gamma}{\eta}\right) + \varepsilon, \quad (3.38)$$

Имея в виду, что z - нормированная нормально распределённая случайная величина, находится плотность распределения:

$$f_1(x) = \frac{\eta}{\sqrt{2\pi} \cdot (x-\varepsilon)} \cdot \exp\left\{-\frac{1}{2} \cdot \left[\gamma + \eta \cdot \ln\left(\frac{x-\varepsilon}{\lambda}\right)\right]^2\right\}, \quad (3.39)$$

где $x \geq \varepsilon$, $\eta > 0$, $-\infty < \gamma < \infty$, $\lambda > 0$, $-\infty < \varepsilon < \infty$.

Здесь удобно ввести обозначение:

$$\gamma^* = \gamma - \eta \cdot \ln \lambda, \quad (3.40)$$

Тогда получим:

$$f_1(x) = \frac{\eta}{\sqrt{2\pi} \cdot (x-\varepsilon)} \cdot \exp \left\{ -\frac{1}{2} \cdot \eta^2 \left[\frac{\gamma^*}{\eta} + \ln(x-\varepsilon) \right]^2 \right\}, \quad (3.41)$$

где $x \geq \varepsilon$, $\eta > 0$, $-\infty < \gamma < \infty$, $\lambda > 0$, $-\infty < \varepsilon < \infty$.

Данное логарифмически нормальное распределение с тремя параметрами:

$$\eta = \frac{1}{\sigma} \text{ и } \gamma^* = -\frac{\mu}{\sigma}, \quad (3.42)$$

Это логарифмически нормальное распределение является *семейством распределений* S_L .

Исходя из функции, находим:

$$f_2(x) = \frac{\eta}{\sqrt{2\pi}} \cdot \frac{\lambda}{(x-\varepsilon) \cdot (\gamma-x+\varepsilon)} \cdot \exp \left\{ -\frac{1}{2} \cdot \left[\gamma + \eta \cdot \ln \left(\frac{x-\varepsilon}{\lambda-x+\varepsilon} \right) \right]^2 \right\}, \quad (3.43)$$

где $\varepsilon \leq x \leq \varepsilon + \lambda$, $\eta > 0$, $-\infty < \gamma < \infty$, $\lambda > 0$, $-\infty < \varepsilon < \infty$.

Это логарифмически нормальное распределение, содержащее четыре параметра, является *семейством распределений* S_B .

Исходя из функции, определяемой формулой (3.43) находим:

$$f_3(x) = \frac{\eta}{\sqrt{2\pi}} \cdot \frac{1}{\sqrt{(x-\varepsilon)^2 + \lambda^2}} \cdot \exp \left\{ -\frac{1}{2} \cdot \left[\gamma + \eta \cdot \ln \left\{ \left(\frac{x-\varepsilon}{\lambda} \right) + \left[\left(\frac{x-\varepsilon}{\lambda} \right)^2 + 1 \right]^{\frac{1}{2}} \right\} \right]^2 \right\}, \quad (3.44)$$

где $-\infty < x < \infty$, $\eta > 0$, $-\infty < \gamma < \infty$, $\lambda > 0$, $-\infty < \varepsilon < \infty$.

Это логарифмически нормальное распределение, содержащее четыре параметра, является *семейством распределений* S_U .

Семейства распределения S_U и S_B имеют два параметра формы γ и η , один параметр, характеризующий центр распределения ε , один параметр масштаба λ . Плотности логнормальных распределений S_U и S_B с различными параметрами показаны соответственно на рис. 3.3.-3.10.

Логнормальные распределения S_L , S_B и S_U определяются соответственно для неограниченных величин, ограниченных с одной стороны и ограниченных

сверху и снизу.

В итоге можно выделить два этапа в выборе семейства логнормального распределения для совокупности экспериментальных данных:

1. Определение, какое из трёх семейств распределений приемлемо.
2. Получение оценок параметров выбранного семейства распределения.

Примеры гистограмм, которые не подчинились нормальному закону, показаны на рис. 3.9.-3.19.

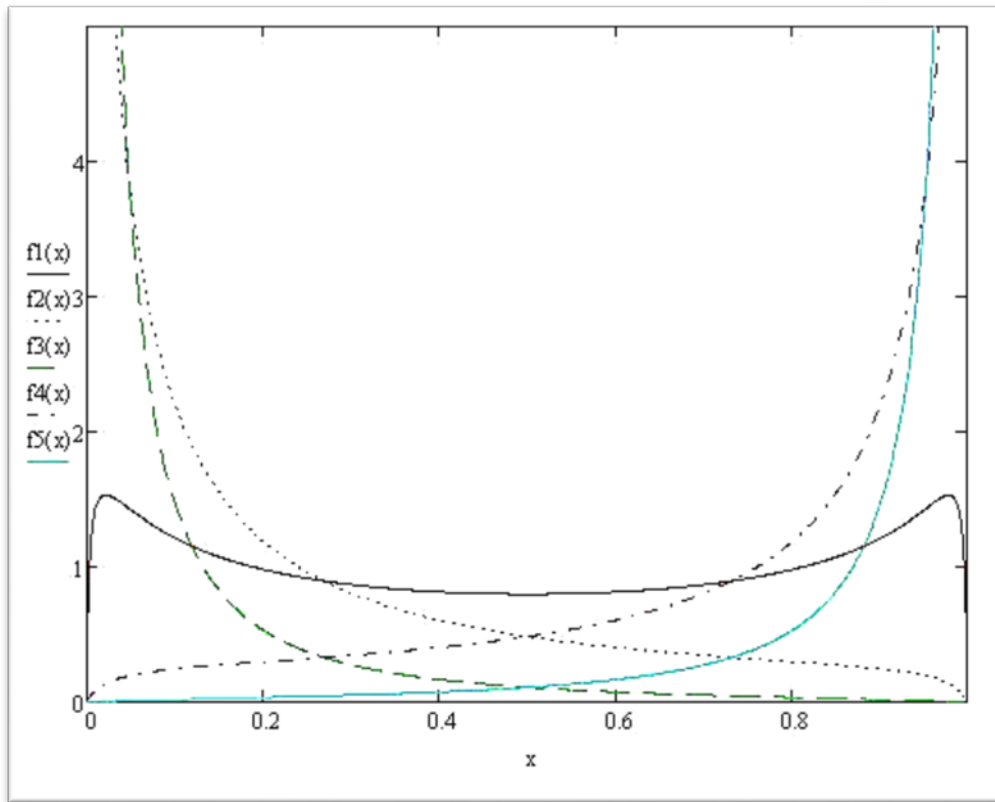


Рисунок 3.9 - Логнормальное распределение SU при $\varepsilon=0$, $\lambda=1$, $\eta=0.5$ и различных γ

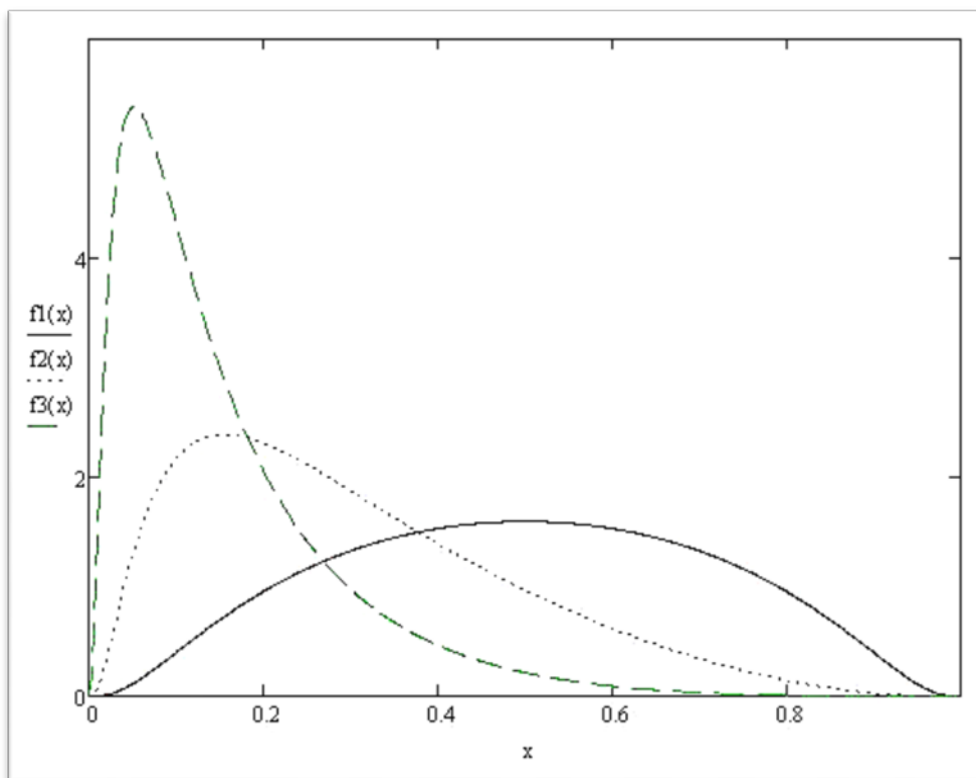


Рисунок 3.10 - Логнормальное распределение SU при $\varepsilon=0$, $\lambda=1$, $\eta=1$ и различных γ

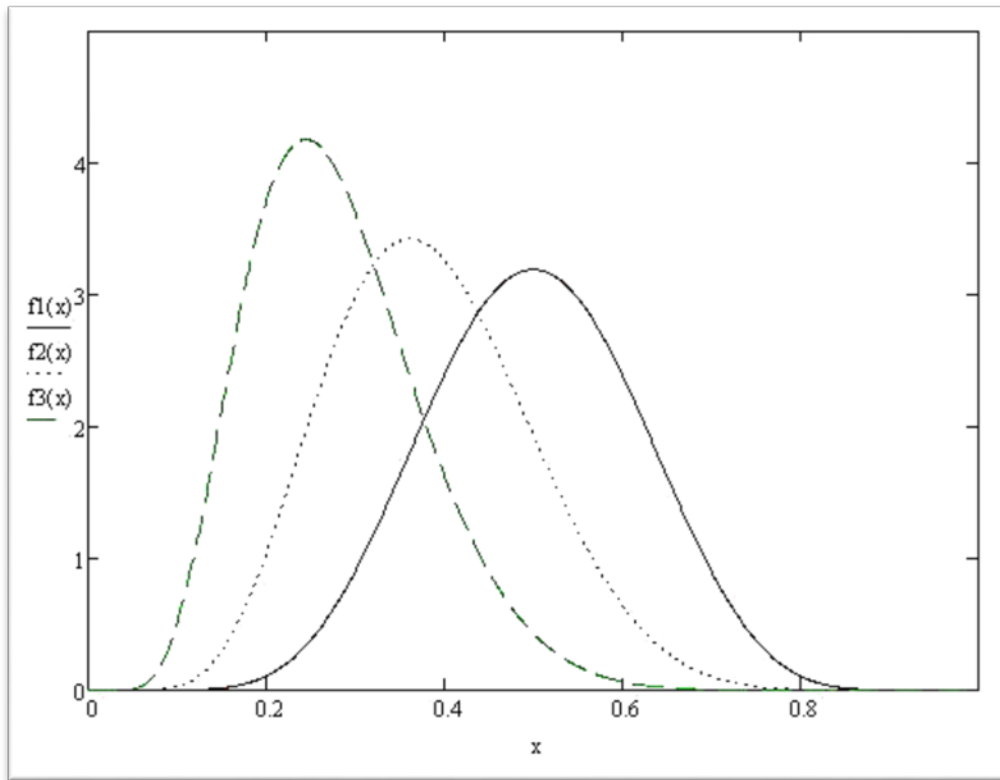


Рисунок 3.11 - Логнормальное распределение SU при $\varepsilon=0$, $\lambda=1$, $\eta=2$ и различных γ

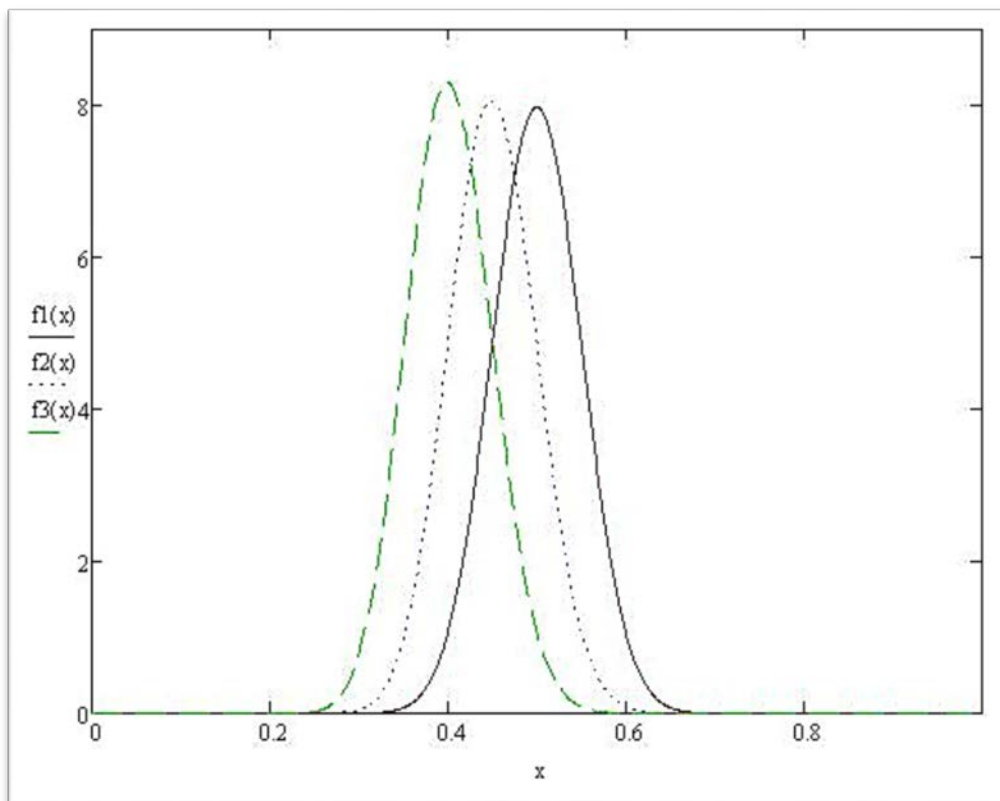


Рисунок 3.12 - Логнормальное распределение SU при $\varepsilon=0$, $\lambda=1$, $\eta=5$ и различных γ

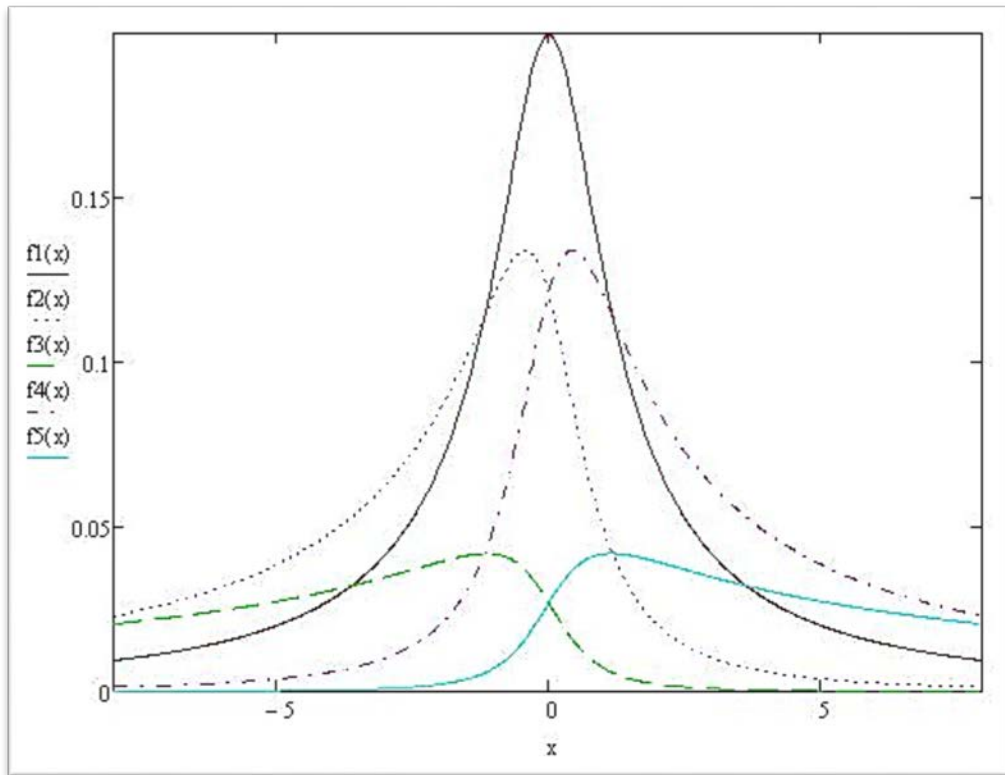


Рисунок 3.13 - Логнормальное распределение SB при $\varepsilon=0$, $\lambda=1$, $\eta=0.5$ и различных γ

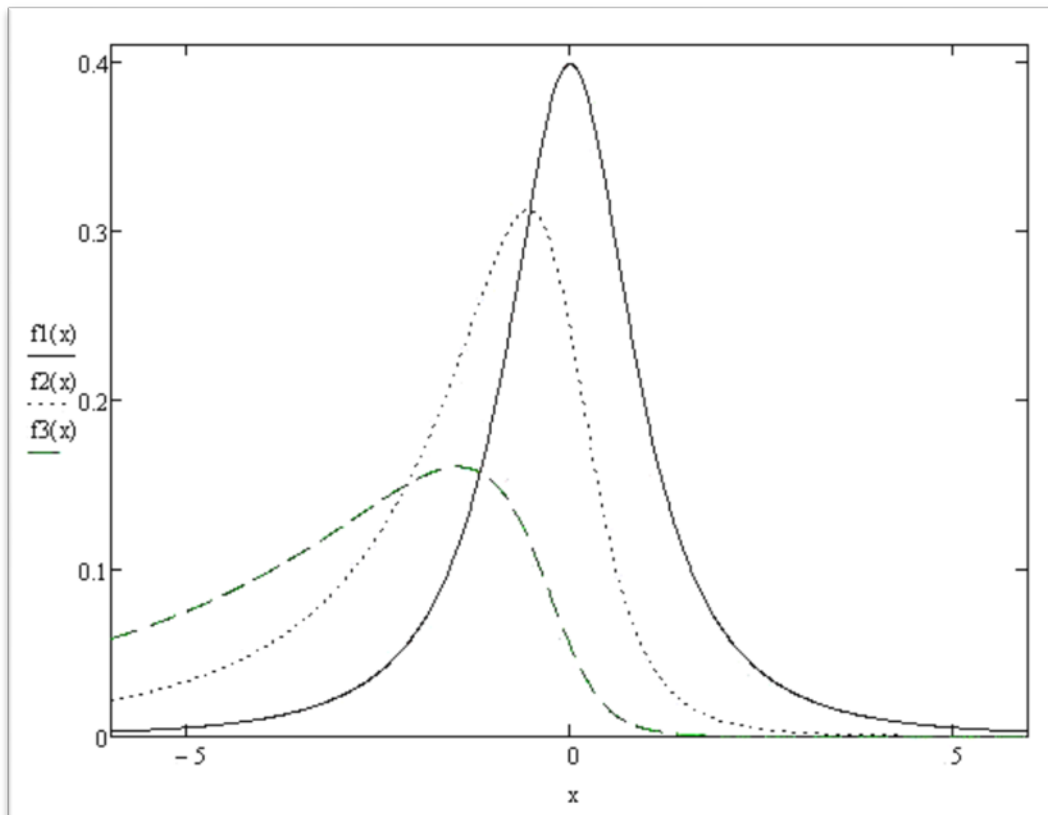


Рисунок 3.14 - Логнормальное распределение SB при $\varepsilon=0$, $\lambda=1$, $\eta=1$ и различных γ

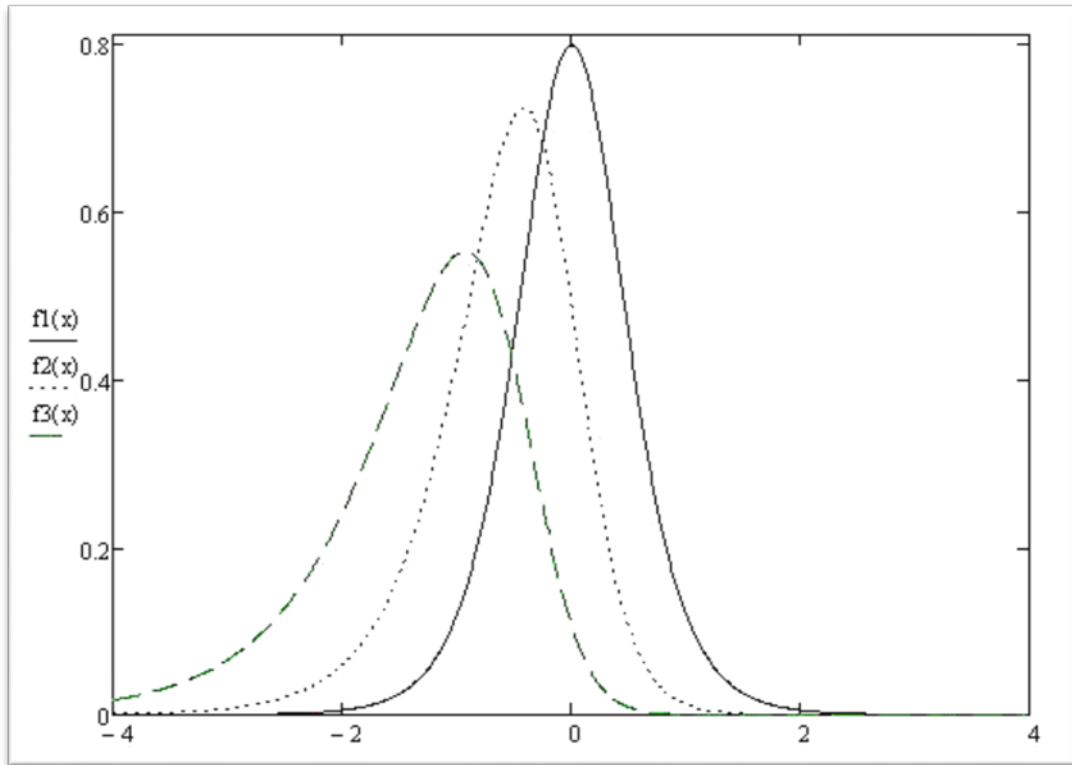


Рисунок 3.15 - Логнормальное распределение SB при $\varepsilon=0$, $\lambda=1$, $\eta=2$ и различных γ

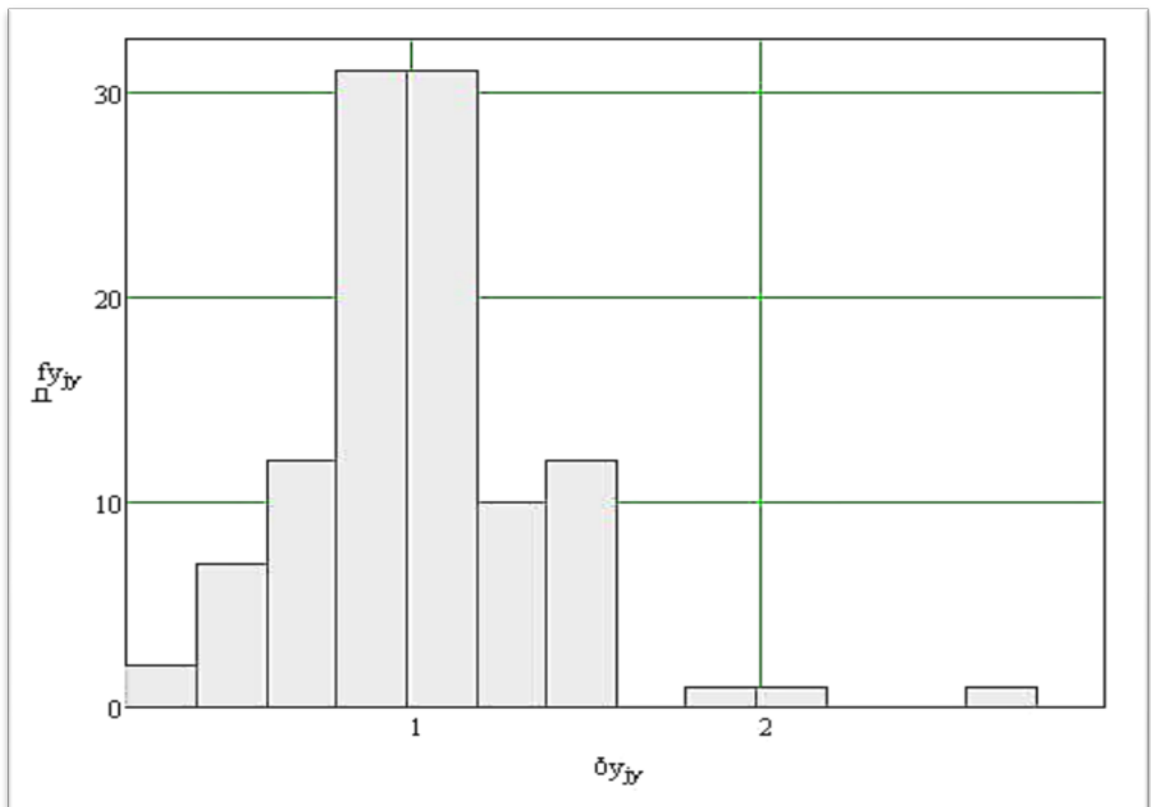


Рисунок 3.16. Гистограмма выборочных данных о вертикальной скорости в точке касания

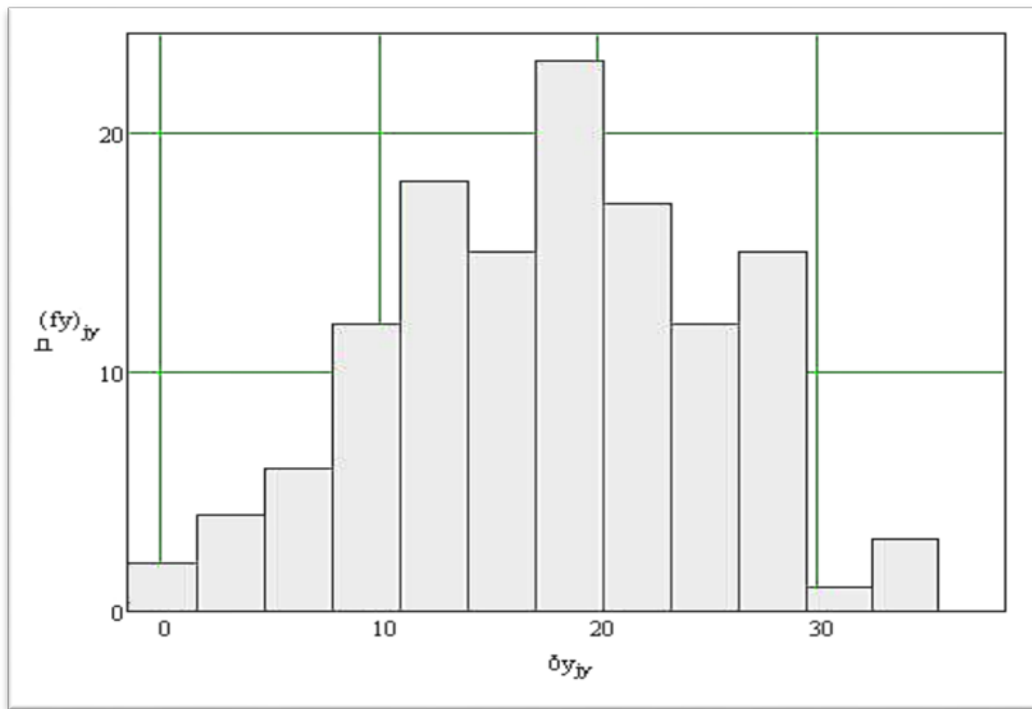


Рисунок 3.17 - Гистограмма выборочных данных об отклонении курсовой зоны в точке касания

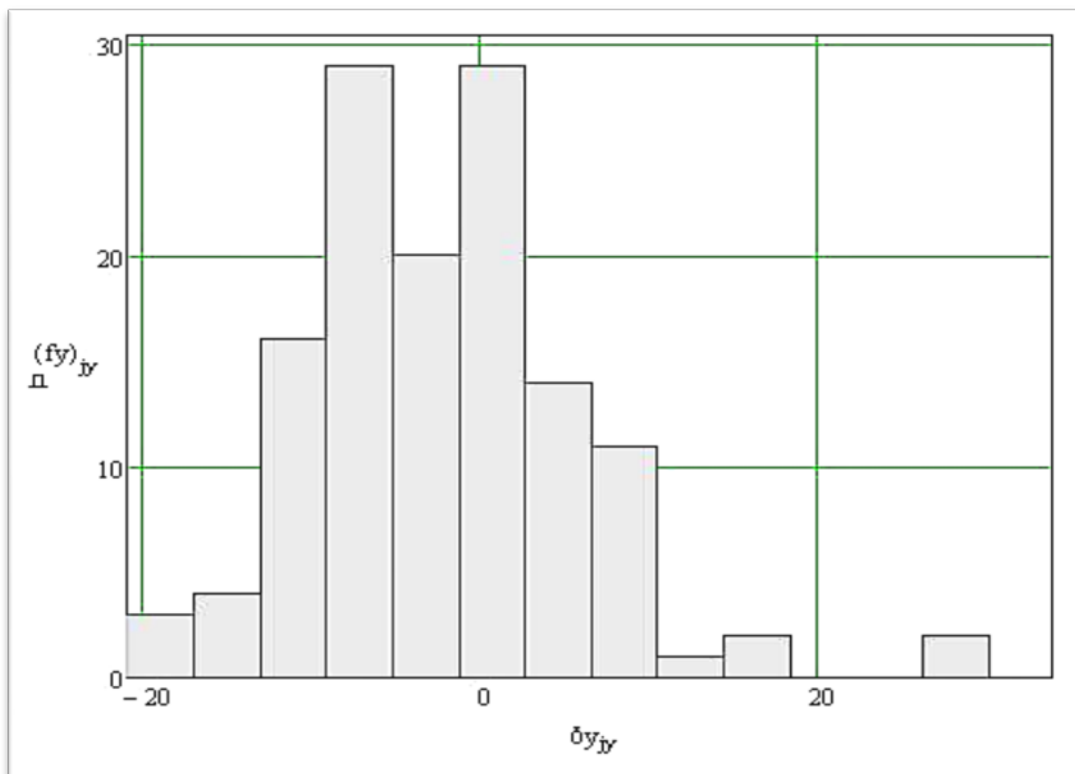


Рисунок 3.18. Гистограмма выборочных данных об отклонении курсовой зоны на высоте 6 м.

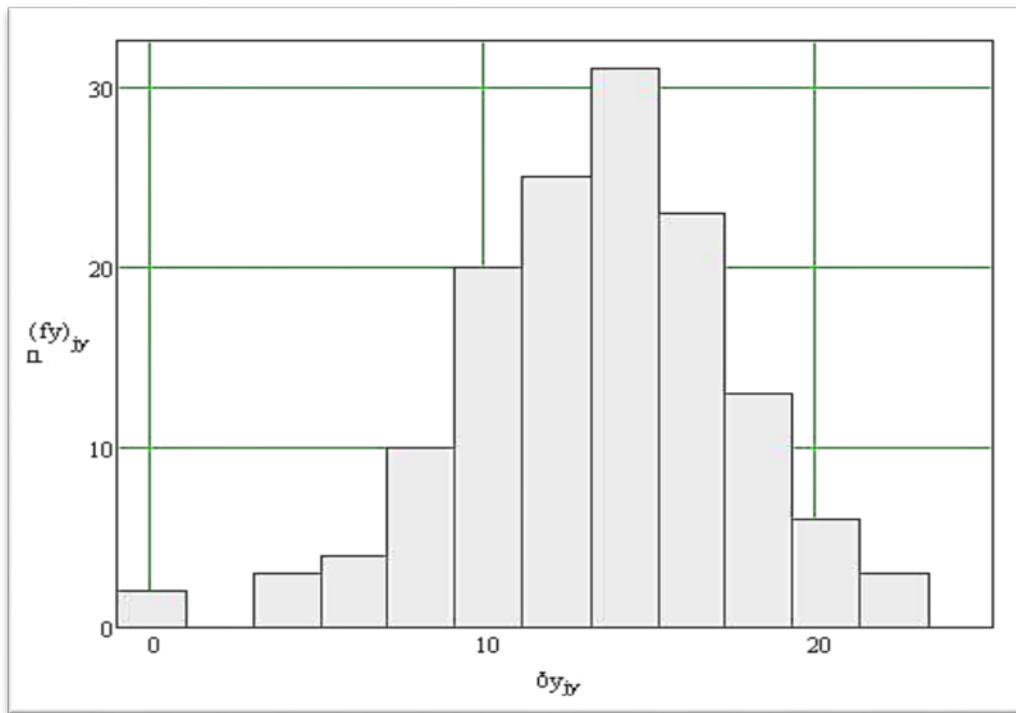


Рисунок 3.19 - Гистограмма выборочных данных об отклонении курса на высоте 15 м.

Оценка вида и параметров логнормальных распределений.

Для определения, какое из трёх семейств распределений следует использовать для получения совокупности экспериментальных данных находим эмпирические оценки b_1 и b_2 и используют их вместо β_1 и β_2 на рис. 3.20.

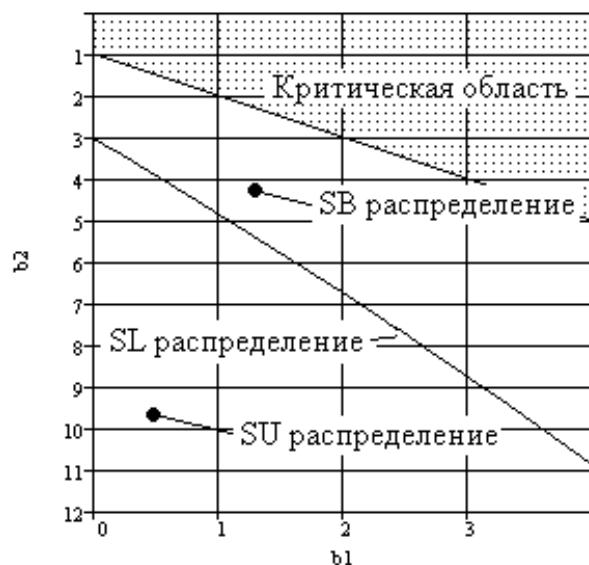


Рисунок 3.20 - Номограммы для выбора вида логнормального распределения

$$m_2 = \sigma^2 = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n}; \quad (3.45)$$

$$s^2 = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}{n-1}; \quad (3.46)$$

$$m_3 = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^3}{n}; \quad (3.47)$$

$$m_4 = \frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^4}{n}; \quad (3.48)$$

$$\bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n}, \quad (3.49)$$

где \bar{x} - эмпирическое среднее.

Оценки для $\sqrt{\beta_1}$ и β_2 , обозначаемые соответственно через $\sqrt{b_1}$ и b_2 , равны:

$$\sqrt{b_1} = \frac{m_3}{(m_2)^{\frac{3}{2}}}; \quad (3.50)$$

$$b_2 = \frac{m_4}{(m_2)^2} \quad (3.51)$$

Если точка (b_1, b_2) находится вблизи кривой S_L , то выбирается S_L распределение. Если точка находится над кривой, то выбирается семейство S_B , а если эта точка находится под кривой, то используется семейство S_U .

$$\beta_1 = (\omega - 1) \cdot (\omega + 2)^2; \quad (3.52)$$

$$\beta_2 = \omega^4 + 2 \cdot \omega^3 + 3 \cdot \omega^2 - 3, \quad (3.53)$$

Область в плоскости (β_1, β_2) для трёх семейств логнормального распределения показана на рис 3.20. Так, распределения, у которых значения β_1 и

β_2 лежат вблизи линии S_L , можно представить логарифмически нормальным законом с тремя параметрами; распределения со значениями β_1 и β_2 , лежащими выше линии S_L , можно представить семейством S_B , а распределения со значениями β_1 и β_2 , лежащими ниже линии S_L , семейством распределения S_U .

Оценка параметров логарифмически нормального распределения семейства S_L

При данной оценке известно два случая:

1. Известен параметр ε , характеризующий центр распределения.

Поскольку ε - нижний предел случайной величины, распределение которой подбирается, то он часто бывает известен из физических соображений.

Плотность логарифмически нормального распределения описывается формулой:

$$f(x; \mu, \sigma, \varepsilon) = \frac{1}{\sigma \cdot (x - \varepsilon) \cdot \sqrt{2 \cdot \pi}} \cdot \exp\left\{-\frac{1}{2 \cdot \sigma^2} \cdot [\ln(x - \varepsilon) - \mu]^2\right\}, \quad (3.54)$$

где $x \geq \varepsilon$, $-\infty < \mu < \infty$, $\sigma > 0$, $-\infty < \varepsilon < \infty$.

Откуда получаем оценки:

$$\mu = \frac{1}{n} \cdot \sum_{i=1}^n \ln(x_i - \varepsilon), \quad (3.55)$$

$$\sigma^2 = \left\{ \frac{\sum_{i=1}^n [\ln(x_i - \varepsilon)]^2}{n} - \frac{\left[\sum_{i=1}^n \ln(x_i - \varepsilon) \right]^2}{n^2} \right\}^{\frac{1}{2}} \quad (3.56)$$

Однако здесь будет удобнее использовать вместо σ^2 оценку s , тогда

$$s = \left\{ \frac{n \cdot \sum_{i=1}^n [\ln(x_i - \varepsilon)]^2 - \left[\sum_{i=1}^n \ln(x_i - \varepsilon) \right]^2}{n \cdot (n - 1)} \right\}^{\frac{1}{2}}, \quad (3.57)$$

где x_i ($i = 1, 2, \dots, n$) - наблюдаемые значения.

Откуда оценки η и γ^* имеют вид:

$$\eta = \frac{1}{\sigma} \text{ и } \gamma^* = -\frac{\mu}{s}, \quad (3.58)$$

Используя оценки параметров находят ожидаемое эмпирическое распределение, и сравнивают полученные результаты с фактическими данными.

2. Параметр ε неизвестен.

$$z = \gamma^* + \eta \cdot \ln(x - \varepsilon), \quad (3.59)$$

где z - нормированная нормально распределённая случайная величина.

Оценки трёх неизвестных параметров η , γ^* и ε логарифмически нормального распределения семейства S_L находятся путём приравнивания трёх процентилей, вычисленных на основе экспериментальных данных, трём соответствующим процентилям нормально распределённой случайной величины z . После получения трёх уравнений их решают относительно неизвестных параметров и находят искомые оценки. Эти уравнения имеют вид.

$$z_\alpha = \gamma^* + \eta \cdot \ln(x_\alpha - \varepsilon), \quad (3.60)$$

где z_α представляет собой α 100-й процентиль нормированной нормально распределённой случайной величины, а x_α - соответствующий процентиль, вычисленный на основе экспериментальных данных.

В общем случае решение записывается в виде уравнений:

$$\eta = z' \cdot \left[\ln \left(\frac{x_{1-\alpha} - x_{0.5}}{x_{0.5} - x_\alpha} \right) \right]^{-1}; \quad (3.61)$$

$$\gamma^* = \eta \cdot \ln \left(\frac{1 - e^{-z'/\eta}}{x_{0.5} - x_\alpha} \right); \quad (3.62)$$

$$\varepsilon = x_{0.5} - e^{-\gamma^*/\eta}, \quad (3.63)$$

где $z' = z_{1-\alpha} = z_\alpha$ - 100 α -й процентиль нормального распределения;

x_α и $x_{1-\alpha}$ соответственно α 100-й и $(1-\alpha)$ 100-й процентиля, вычисленные на основе экспериментальных данных.

Выбор конкретных percentилей до некоторой степени произволен. Использование различных percentилей приведёт к несколько различным оценкам для параметров. Чтобы избежать этого в данной дипломной работе для выбора оптимальных значений percentиля, которое даёт наилучшие оценки для параметров, применяется способ оценки percentилей, который заключается в том, что percentили перебираются в определённом диапазоне и после вычисления оценок с помощью критерия Хи-квадрат имеется возможность взять percentиль с наилучшими оценками параметров.

Оценка параметров логарифмически нормального распределения семейства S_B

Случайная величина, имеющая распределение S_B , теоретически ограничена пределами ε и $\varepsilon+\lambda$. Это условие приводит к следующим случаям:

1. Оба крайних значения известны.

Так как наименьшее возможное значение ε случайной величины и наибольшее возможное значение $\varepsilon+\lambda$ известны, необходимо лишь получить оценки для η и γ . Они находятся путём приравнивания двух percentилей, вычисленных на основе экспериментальных данных, двум соответствующим percentилям нормального распределения и решения двух полученных уравнений относительно η и γ .

В итоге решение имеет вид:

$$\eta = \frac{z_{1-\alpha'} - z_\alpha}{\ln \left[\frac{(x_{1-\alpha'} - \varepsilon) \cdot (\varepsilon + \lambda - x_\alpha)}{(x_\alpha - \varepsilon) \cdot (\varepsilon + \lambda - x_{1-\alpha'})} \right]}, \quad (3.64)$$

$$\gamma = z_{1-\alpha'} - \eta \cdot \ln \left(\frac{x_{1-\alpha'} - \varepsilon}{\varepsilon + \lambda - x_{1-\alpha'}} \right), \quad (3.65)$$

где $z' = z_{1-\alpha'} = z_\alpha$ - 100α -й и $(1-\alpha)100$ -й процентиль нормального распределения.

x_α и $x_{1-\alpha'}$ соответственно α 100-й и $(1-\alpha)100$ -й процентиля, вычисленные на основе экспериментальных данных.

Таким образом, x_α является $\alpha(n+1)$ -м упорядоченным значением эмпирических данных, в случае необходимости применяется интерполяция.

2. Известно одно крайнее значение.

Для получения оценок параметров распределения S_B , когда известно лишь одно нижнее значение ε , используется ещё одно уравнение:

$$\lambda = (x_{0.5} - \varepsilon) \cdot \frac{(x_{0.5} - \varepsilon) \cdot (x_\alpha - \varepsilon) + (x_{0.5} - \varepsilon) \cdot (x_{1-\alpha} - \varepsilon) - 2 \cdot (x_\alpha - \varepsilon) \cdot (x_{1-\alpha} - \varepsilon)}{(x_{0.5} - \varepsilon)^2 - (x_\alpha - \varepsilon) \cdot (x_{1-\alpha} - \varepsilon)}, \quad (3.66)$$

оно получено путём приравнивания эмпирической медианы $x_{0.5}$ медиане нормального распределения $z_{0.5} = 0$, при этом процентиля должны быть симметричны.

3. Ни одно крайнее значение неизвестно.

В этом случае четыре эмпирических процентиля должны приравниваться соответствующим процентилям нормированного нормального распределения.

Решение имеет вид:

$$z_i = \gamma + \eta \cdot \ln \left(\frac{x_i - \varepsilon}{\varepsilon + \lambda - x_i} \right), \quad (3.67)$$

где $i=1, 2, 3, 4$.

Эти уравнения нелинейные и должны решаться численными методами.

Оценка параметров логарифмически нормального распределения семейства S_U

Случайная величина, имеющая логнормальное распределение семейства S_U , теоретически не ограничена, и в общем случае все четыре параметра γ , η , λ и ε неизвестны. Оценки этих параметров находятся следующим образом:

1. На основе эмпирических данных находим \bar{x} , σ , $\sqrt{b_1}$ и b_2 .
2. С помощью таблиц $\gamma(\sqrt{b_1}; b_2)$ и $\eta(\sqrt{b_1}; b_2)$, которые опубликовал Джонсон [2]. Находятся значения γ и η , исходя из известных $\sqrt{b_1}$ и b_2 . При этом используется интерполяция.

3. Вычисляются значения λ и ε :

$$\lambda = \frac{\sigma}{\left\{ \frac{1}{2} \cdot (\omega - 1) \cdot \left[\omega \cdot \operatorname{ch} \left(2 \cdot \frac{\gamma}{\eta} \right) + 1 \right] \right\}^{\frac{1}{2}}}, \quad (3.68)$$

$$\varepsilon = \bar{x} + \lambda \cdot \omega^{\frac{1}{2}} \cdot \operatorname{sh} \left(\frac{\gamma}{\eta} \right), \quad (3.69)$$

где $\omega = e^{\frac{1}{\eta^2}}$.

Алгоритм оценки вида семейств логарифмически нормального распределения и их параметров

Блок-схема общего алгоритма оценки вида семейств логарифмически нормального распределения и их параметров представлена на рис. 3.21.

Для его реализации была использована система компьютерной математики Mathcad, результаты математического моделирования представлены в главе 4.

В Приложении приводится таблица П.2.2 параметров векторов $y = (y_1, \dots, y_{k-1})^T$, $\varepsilon = (\varepsilon_1, \dots, \varepsilon_k)^T$, $\omega = (\omega_1, \dots, \omega_k)^T$ для лог-нормального закона распределения:

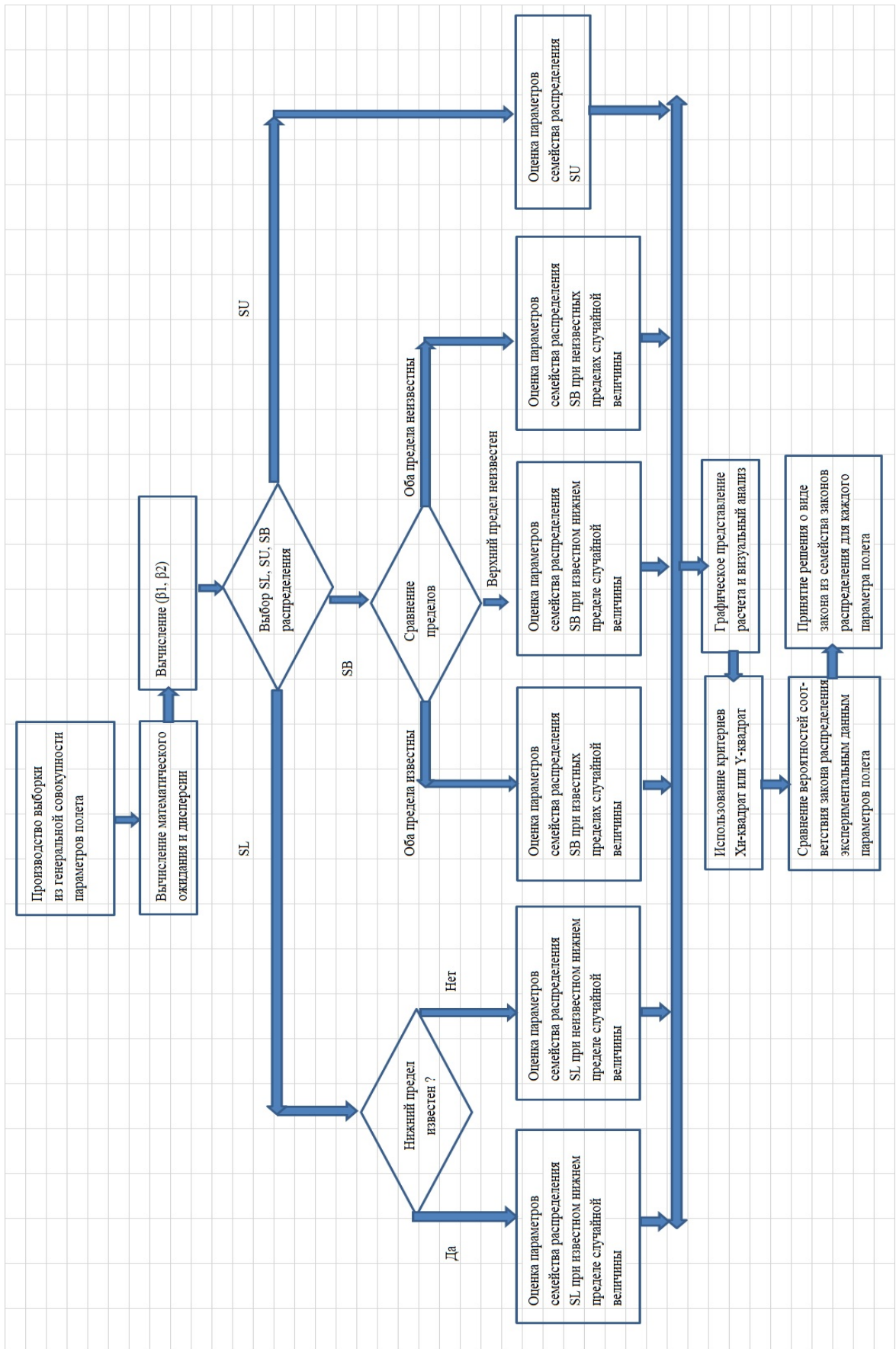


Рисунок 3.21 - Алгоритм оценки вида семейств логарифмически нормального распределения и параметров полета

Выводы к 3-ей главе

1. Сформулирована задача и разработан обобщенный алгоритм оценки точностных характеристик параметров полета.
2. Проведен анализ существующих методов расчета и оценки функций распределения случайных величин для оценки точностных характеристик параметров полёта автоматического самолетовождения.
3. Разработаны алгоритмы проверки критерия Хи-квадрат.
4. Проведено обоснование использования модифицированного критерия Хи-квадрат М.Никулина.
5. Разработаны алгоритмы проверки модифицированного критерия согласия Никулина для оценки параметров полета.
6. Из анализа гистограмм выборочных данных параметров полета сделан вывод о лог-нормальном распределении.
7. Разработан алгоритм оценки вида семейств логарифмически нормального распределения и параметров полета.

4 РЕЗУЛЬТАТЫ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ОЦЕНКИ ТОЧНОСТИ ПАРАМЕТРОВ АВТОМАТИЧЕСКОГО САМОЛЕТОВОЖДЕНИЯ ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ СООТВЕТСТВИЯ ТРЕБОВАНИЯМ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ РАЗРЕШЕНИЙ

4.1 Результаты исследования и оценка точности режима стабилизации высоты и соответствия требованиям RVSM

Для оценки точности самолетовождения на эшелоне выберем из множества параметров положения и движения самолета (рис.4.1) параметры продольного движения.

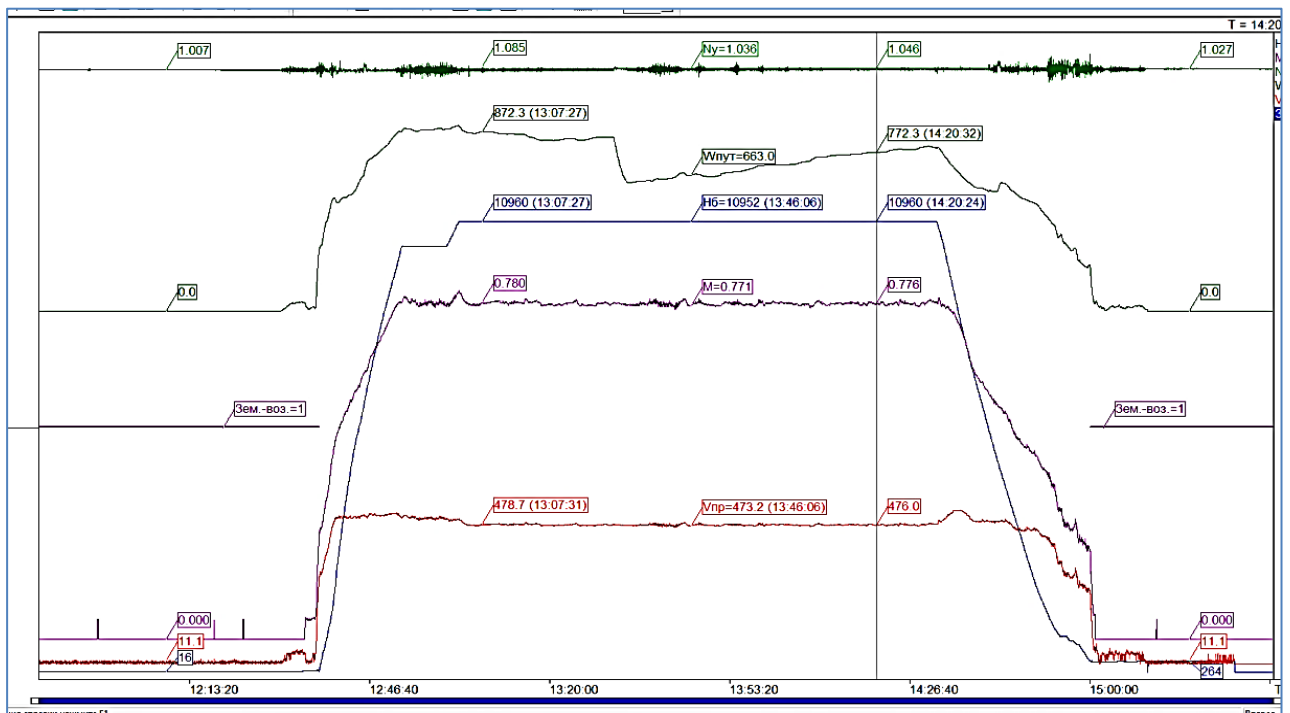


Рисунок 4.1 - Параметры продольного движения по результатам
расшифровки полетной информации

При оценке точности выдерживания самолетом высоты эшелона и соответствия требованиям RVSM будем интересоваться следующими

параметрами продольного движения и управляющего воздействия САУ: угол тангажа ν ; высота барометрическая (H_b); угловая скорость тангажа (ω_z); положение руля высоты (δ_b). В табл.4.1 показаны значения этих параметров на определенном интервале времени.

Таблица 4.1 Значения параметров продольного движения

Ил-96-300 /.		МСРПА-02-ЭН1_402		
Время	Танг	Нб	Wz	РВ
12:59:56	1.9	10352	-0.1	-0.7
12:59:57	1.8	10352	-0.3	-1.2
12:59:58	1.8	10352	0.1	-1.2
12:59:59	1.9	10352	0.2	-1.5
13:00:00	1.9	10352	-0.1	-1.0
13:00:01	1.8	10352	-0.3	-1.2
13:00:02	1.8	10352	-0.3	-1.5
13:00:03	1.9	10352	0.2	-1.2
13:00:04	2.1	10352	-0.1	-1.2
13:00:05	1.9	10352	0.2	-1.2
13:00:06	2.1	10352	0.1	-1.0
13:00:07	1.9	10344	-0.3	-1.0
13:00:08	1.6	10352	-0.1	-1.5
13:00:09	1.8	10360	0.3	-1.7
13:00:10	1.9	10352	0.2	-1.2
13:00:11	1.9	10344	-0.1	-1.0
13:00:12	1.8	10352	0.1	-1.5
13:00:13	1.9	10352	0.1	-1.2
13:00:14	2.1	10352	-0.3	-1.0
13:00:15	1.8	10352	-0.3	-1.2
13:00:16	1.8	10360	0.4	-1.7
13:00:17	2.1	10352	-0.1	-0.7
13:00:18	1.9	10352	-0.3	-1.2
13:00:19	1.9	10352	0.1	-1.5
13:00:20	1.9	10352	-0.1	-1.0
13:00:21	1.9	10352	-0.1	-1.2
13:00:22	1.9	10352	0.2	-1.7
13:00:23	2.1	10352	0.1	-1.0

Полетная информация была обработана с использованием статистических методов. Для этой цели использовались методы статистического анализа, раскрытые в 5-ей главе диссертации. Проверялись гипотезы на соответствие параметров нормальному и лог-нормальному распределениям. Результаты обработки сведены в табл.4.2.

Таблица 4.2 – Результаты статистического анализа

Параметр	Мат. Ожид.	Мат. ожид	Мат ожид	Дисп	Дисп	Дисп	Норм	Лог норм
	+	-		+	-			
Нб (норм)	1.096×10^4	1.096×10^4	1.096×10^4	4.98	4.733	4.853	+	
Нб (лог-норм)	1.096×10^4	1.096×10^4	1.096×10^4	4.98	4.733	4.853		+
θ (норм)	2,102	2,098	2,1	0,069	0,066	0,067	+	
θ (лог-норм)	2,102	2,098	2,1	0,069	0,066	0,067		+

На рис.4.2 показаны графики изменения параметров продольного движения самолета и управляющего воздействия. Как видно из полученных значений, имеющиеся данные находятся в своих эксплуатационных границах.

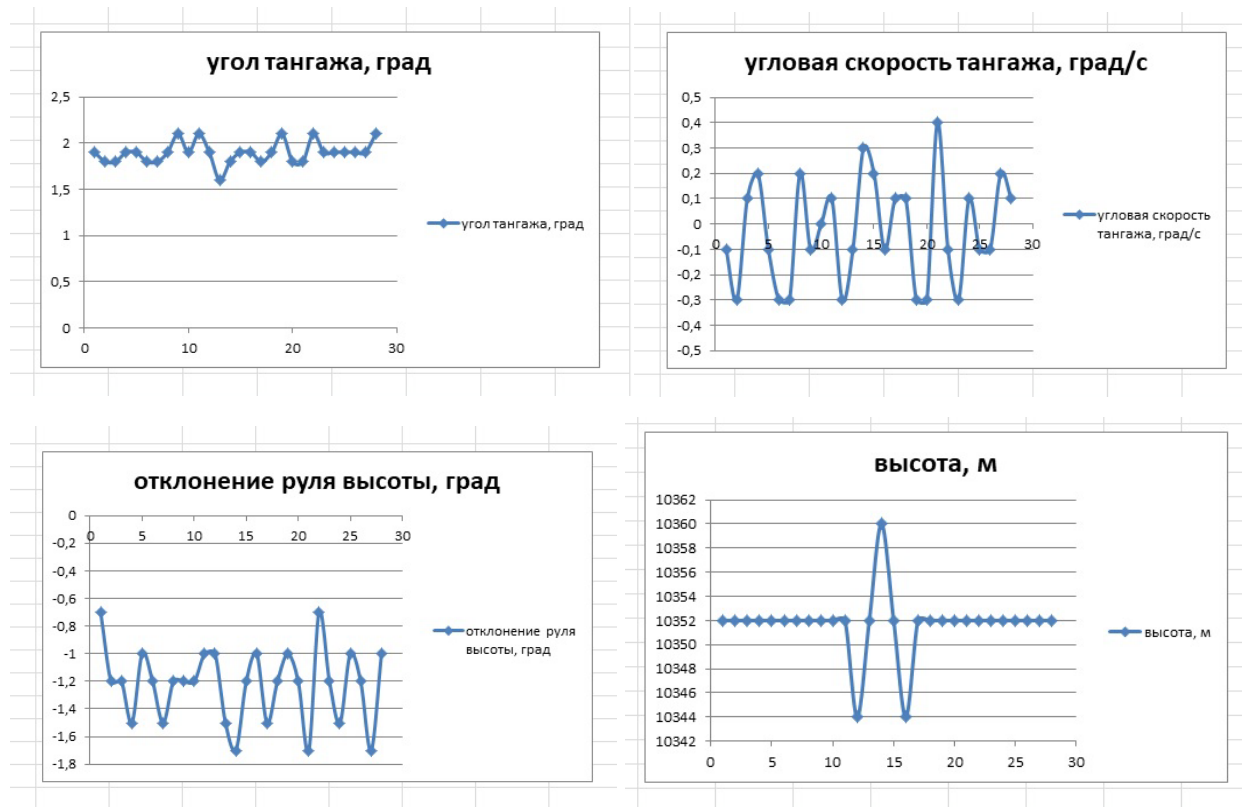


Рисунок 4.2 - Графики изменения параметров продольного движения самолета и управляющего воздействия

Проведем расчёт точностных характеристик в среде MathCad для следующих параметров продольного движения, приведенных в табл.4.3:

Таблица 4.3 - Таблица Excel с параметрами полета в режиме стабилизации высоты

Hawker-850 Внуково-Мюнхен						
Analog parameters:						
Tag	Name					
ACCY	Normal Accelerat					
ALTL	Altitude Prs LH					
ATTP	Pitch Angle-L					
IAS	Airspeed-L					
MACH	Mach Number					
Z	Бок. отклонение					
L	Удаление от ВПП					
Внуково-Мюнхен						
Time	ACCY	ATTP	IAS	MACH	ALTL	
	Ph	Ph	F	Ph	Ph	
7:25:12	0,99	3,3	238	0,753	37990	
7:25:13	0,99	3,3	238	0,753	37990	
7:25:14	0,99	3,3	238	0,753	37990	
7:25:15	0,99	3,3	238	0,753	37990	
7:25:16	0,99	3,3	238	0,754	37990	
7:25:17	0,99	3,3	238	0,754	38000	
7:25:18	0,99	3,3	238	0,754	38000	
7:25:19	0,98	3,3	238	0,754	38000	
7:25:20	0,99	3,3	238	0,756	38000	
7:25:21	0,98	3,2	239	0,756	38000	
7:25:22	0,98	3,2	239	0,756	38000	
7:25:23	0,98	3,2	239	0,756	38000	
7:25:24	0,98	3,2	239	0,756	38000	
7:25:25	0,98	3,2	239	0,756	38000	
7:25:26	0,98	3,2	239	0,756	38000	
7:25:27	0,98	3,2	239	0,756	38010	
7:25:28	0,98	3,2	239	0,756	38010	
7:25:29	0,98	3,2	239	0,756	38010	
7:25:30	0,98	3,2	239	0,756	38010	
7:25:31	0,98	3,2	239	0,756	38010	
7:25:32	0,98	3,2	239	0,756	38010	
7:25:33	0,98	3	239	0,756	38010	
7:25:34	0,98	3	239	0,756	38010	
7:25:35	0,99	3	239	0,756	38010	
7:25:36	0,98	3	239	0,756	38010	

- угол тангажа (θ)
- скорость Маха ($V_{\text{Маха}}$)
- вертикальная перегрузка N_y

- путевая скорость IAS (kn)
- высота барометрическая (Alt.P.)

На основе обработанной информации было произведено уточнение оценок отклонения самолета от заданных значений параметров положения и движения по высоте, а также реализована процедура принятия решений о соответствии требованиям по точности в части RVSM.

Показана принципиальная возможность использования информации со штатных бортовых регистраторов для оценки точности самолетовождения при производстве полетов по RVSM. Для этой цели использован аппарат математической статистики и различения статистических гипотез.

Продемонстрировано использование некоторых современных методов статистического анализа, включая модифицированный метод Никулина для оценки продольных параметров положения и движения самолета. Алгоритм различения статистических гипотез на основе критерия согласия Никулина и расчет мощности статистических критериев реализован в программе MathCad для выборок текущего значения барометрической высоты и отклонения ВС от высоты эшелона при полете по правилам RVSM. При этом учитываются и другие параметры продольного движения – угол тангажа, угол наклона траектории, угловая скорость тангажа и угол отклонения руля высоты.

Показана возможность уточнения оценок отклонения самолета от заданных значений параметров положения и движения, а также принятия решений о соответствии требованиям по точности. Результаты анализа могут быть использованы для научного обоснования выдачи эксплуатантам специальных эксплуатационных разрешений на полеты с использованием RVSM.

4.2 Результаты исследования и оценка точности режима стабилизации на линии заданного пути и соответствия требованиям PBN

В исследовании использованы данные полета на ВС Hawker 850XP Внуково – Мюнхен и программный комплекс MONSTR-2012.

После скачивания полетной информации формируется файл, который необходимо загрузить в программу с помощью утилиты «Устройство» выбрав соответствующий борт. Далее необходимо произвести Цикл и ввести паспортные данные, которые заполнил экипаж.

После ввода всех необходимых данных и воспроизведения Цикла, открываем наш рейс. В окне программы можно увидеть графики полета (рис.4.3).

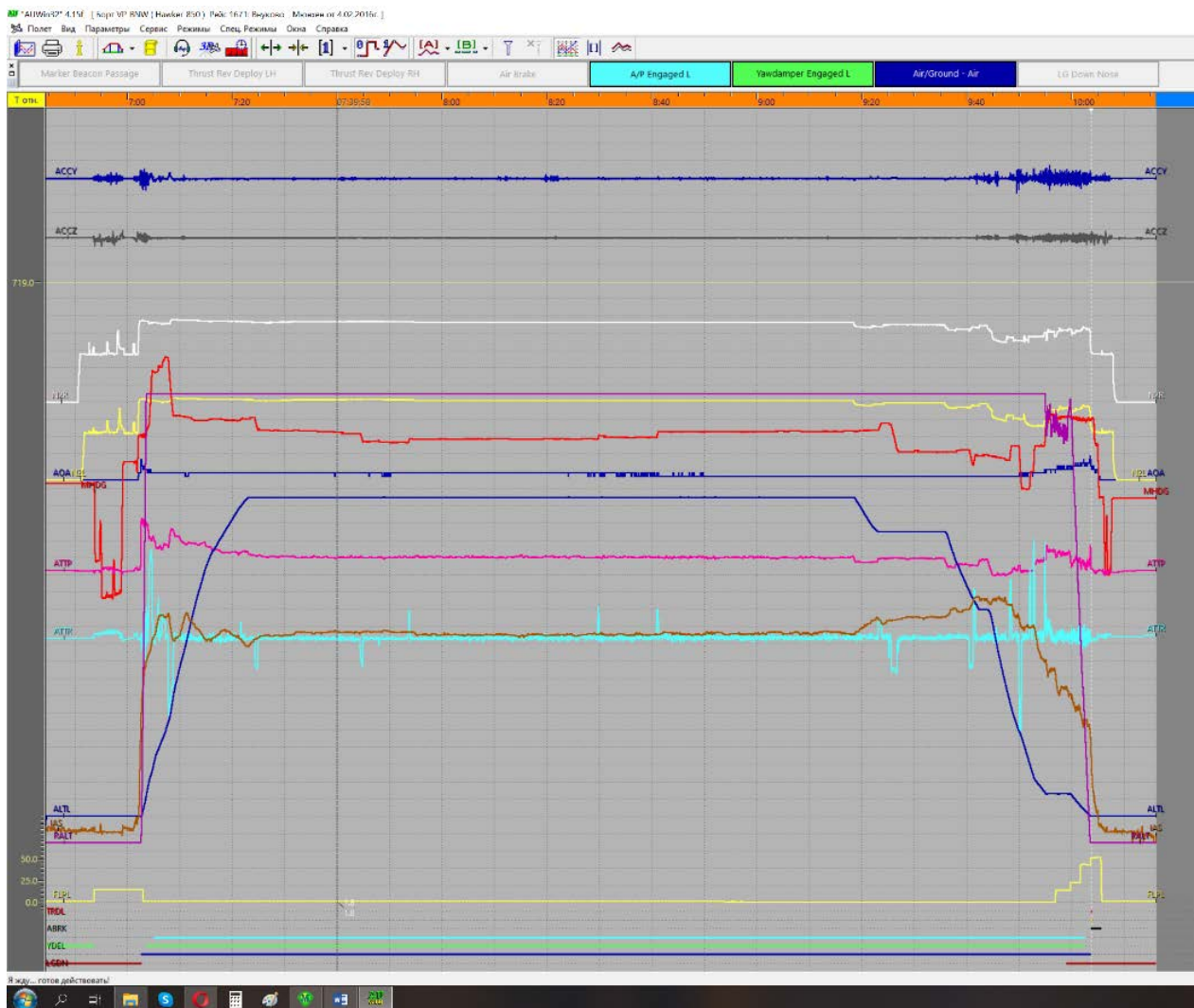


Рисунок 4.3. Графики параметров полета

После анализа представленного графика на сбойные кадры, количество заходов и общий вид каждого из параметров – заходим в окно экспресс-анализа, в котором контролируем правильность заполнения паспортных данных (рис.4.4).

Результаты обработки

Этапы полета: Влет Посадка Весь полет

Системы ВС: Все системы

Исходные данные: Влет: 07:00:06.0 - 07:12:06.0

Сообщения по пилотированию: Паспортные данные влета

Портрет полета

Сообщения по работоспособности

Технологические сообщения

Служебные сообщения

Код КВС	0	Магнитный курс разбега	242°
Аэропорт влета	Внуково	Продольная составляющая ветра	0 Kts
Шифр аэропорта	UUWW	Боковая составляющая ветра	0 Kts
Название ВПП	24	Вес взлетный	12.2 т
Долгота порога ВПП	37°17.4068'	Атмосферное давление ВПП влета	973 гПа
Широта порога ВПП	55°35.8780'	Температура ВПП влета	2°
Магнитный курс ВПП	240°	Скорость ветра на взлете	0 Kts
Магнитное оклонение	9.00°	Направление ветра на взлете	180°
Длина ВПП	9843 ft	Кэфф. сцепления ВПП влета	0.70
Ширина ВПП	197 ft	Скорость принятия решения (V1)	---
Покрытие ВПП	асф.бетон	Точность регистрации координат	средняя
Превышение начала ВПП	679 ft		
Превышение конца ВПП	637 ft		
Достоверность координат ВПП	да		
Необходимость отворота (H<100)	нет		
Контроль уровня шума на взлете	нет		
Высота перехода	1969 ft		

Параметры выполнения влета

Вид влета: **нормальный** Вид старта: **немедленный**

Таблица портрета влета

N	Название	Время	V (Kts)	HB (ft)	HG (ft)	VY (ft/min)	TG	UA	KR	KK	RA	RB	NA	NB	ZL	ST	DIS (NM)	JX
2	Выход на ВПП	07:02:04.0	0.0	1070	0	0.0	-1.2	0.0	-0.7	225	---	---	55.2	55.7	15.7	---	0.000	-0.1
Гр 4	Начало движен.	07:02:09.0	0.0	1070	0	0.0	-1.2	0.1	-1.1	239	---	---	67.1	71.4	15.6	---	0.000	0.3
28	Взлетный режим	07:02:18.0	40.5	1070	0	0.0	-1.0	0.2	-0.7	242	---	---	90.1	91.4	15.6	---	0.044	2.2
5	V-контрольная	07:02:25.0	81.0	1060	0	0.0	-0.8	0.2	-1.1	242	---	---	93.2	93.9	15.6	---	0.162	2.2
Гр 7	Под'ем пер.ст.	07:02:34.5	123.7	1050	0	0.0	0.2	0.2	-1.1	241	---	---	93.4	94.1	15.6	---	0.431	2.1
Гр 8	Отрыв	07:02:36.0	129.6	1040	0	39.4	1.3	0.2	-0.7	242	---	---	93.4	94.2	15.6	---	0.484	2.3
10	H=10m (35ft)	07:02:41.0	148.5	1060	33	984.3	12.6	0.6	-0.6	243	---	---	93.6	94.4	15.6	---	0.677	1.6
Гр 9	Уборка шасси	07:02:43.5	155.5	1089	89	1633.9	12.8	0.6	-3.3	242	---	---	93.6	94.3	15.6	---	0.782	1.0
Гр 12	H=120m (400ft)	07:02:52.0	169.5	1319	397	2539.4	13.3	0.4	-1.0	242	---	---	93.8	94.7	15.6	---	1.165	0.4
18	H=400 (1300ft)	07:03:14.5	193.8	2261	1368	2165.4	11.5	0.4	-1.2	244	---	---	93.3	94.0	1.9	---	2.290	0.7
19	Скор. набора	07:03:56.0	216.5	4400	2599	0.0	11.6	0.3	0.6	251	---	---	93.8	94.3	1.8	---	4.670	0.2
Гр 11	Начало развор.	07:04:10.0	219.8	5079	2599	0.0	8.1	0.2	11.4	254	---	---	91.4	91.5	1.8	---	5.511	0.2

Посадка: 09:53:02.0 - 10:05:02.0

Паспортные данные посадки

Код КВС	0	Магнитный курс пробега	261°
Аэропорт посадки	Мюнхен	Продольная составляющая ветра	-23 Kts
Шифр аэропорта	EDDM	Боковая составляющая ветра	2 Kts
Название ВПП	26R	Вес посадочный	10.2 т
Долгота порога ВПП	11°49.2703'	Атмосферное давл. ВПП посадки	973 гПа
Широта порога ВПП	48°22.0132'	Температура ВПП посадки	6°
Магнитный курс ВПП	262°	Скорость ветра на посадке	23 Kts
Магнитное оклонение	1.00°	Направление ветра на посадке	259°
Ширина ВПП	197 ft	Кэфф. сцепления ВПП посадки	0.70
Смещение порога ВПП при посадке	---	Болтанка, Сдвиг ветра	нет
Длина ВПП	13124 ft	Радиус MDH	4.104 NM
Количество маркерных маяков	1	Высота MDH	328 ft
Удаление КРМ от торца ВПП	---		

Q - Показатели
A - Алгоритм
P - Протокол

Рисунок 4.4 – Окно программы с паспортными данными

Результаты обработки

Этапы полета: Взлет Посадка Весь полет

Системы ВС: Все системы

Исходные данные

- Количество маркерных маяков: 1
- Удаление КРМ от торца ВПП: ---
- Достоверность координат ВПП: нет
- Высота MSA: 1969 ft
- Радиус MSA: 25.029 NM
- Высота пролета порога ВПП (ТСН): 46 ft
- Необходимость отворота (H<100): нет
- Угол залегания глиссады: 3.00°
- Удаление IM ILS: ---
- Высота пролета IM ILS: ---
- Удаление БРМ (ММ ILS): ---
- Высота пролета БРМ (ММ ILS): ---
- Удаление ДРМ (ОМ ILS): 3.672 NM
- Высота пролета ДРМ (ОМ ILS): 1230 ft
- Удаление ТВГ от порога ВПП: 11.016 NM
- Высота пролета ТВГ: 5000 ft
- Эшелон перехода: ---
- Высота круга на посадке: 5000 ft
- Контроль шума на глиссаде: нет
- Способ захода на посадку: ILS

Радиус MDH: 4.104 NM
 Высота MDH: 328 ft
 Высота облачности: ---
 Дальность видимости: ---
 Грозовая активность: ---
 Точность регистрации координат: средняя

Параметры выполнения посадки

- Способ захода: ILS
- Высота отключения А/Р: 614 ft
- Высота принятия решения: ---
- Режим работы AFCS: визуальный
- Контроль дистанций: нет
- Контроль по РСЗ: нет

Таблица портрета посадки

N	Название	Время	V (Kts)	HB (ft)	HG (ft)	VY (ft/min)	ZL	TG	EG	EK	RH	RA	RB	NA	NB	KR	KK	DIS (NM)	Z	ST
52	Скорость VSN	09:53:05.5	243.5	5240	2599	0.0	0.9	0.6	---	---	10.1	---	---	62.6	76.1	0.9	230	17.694	5464	---
84	Посад. прямая	09:55:29.5	192.8	3648	2507	-846.5	0.9	4.7	---	---	12.4	---	---	81.0	82.0	4.1	255	17.694	-1549	---
56	Выпуск шасси	09:59:05.0	180.9	3648	2375	-118.1	14.6	3.7	---	---	12.2	---	---	83.2	83.7	0.1	262	11.297	-455	---
59	Расчетная ТВГ	09:59:11.0	177.6	3658	2333	-413.4	14.6	3.6	---	---	12.5	---	---	83.0	83.3	0.4	264	10.998	-426	---
66	ДПРМ (ОМ ILS)	10:01:53.0	147.9	2179	1093	-767.7	44.6	-0.9	---	---	15.3	---	---	83.9	84.8	-3.0	259	3.694	25	---
64	Выход на Угл	10:02:27.5	143.6	1828	738	-984.3	44.6	0.4	---	---	15.5	---	---	85.6	85.9	0.2	260	2.350	12	---
73	Откл. А/Р 1	10:02:38.0	140.9	1700	614	-610.2	44.6	0.3	---	---	17.4	---	---	85.3	85.8	-0.2	260	1.941	17	---
88	Отключение АТ	10:02:38.0	140.9	1700	614	-610.2	44.6	0.3	---	---	17.4	---	---	85.3	85.8	-0.2	260	1.941	17	---
81	Рубеж вх.глисс	10:02:39.5	141.5	1680	597	-531.5	44.6	1.1	---	---	16.0	---	---	85.4	85.8	0.5	260	1.881	18	---
67	БРМ (ММ ILS)	10:03:17.0	136.6	1280	174	-590.6	44.4	1.2	---	---	17.1	---	---	85.7	85.5	-0.6	261	0.430	0	---
75	Дист.400/0.2nm	10:03:22.5	135.0	1217	118	-649.6	44.4	0.2	---	---	17.5	---	---	84.6	83.6	-0.8	261	0.222	0	---
76	Порог ВПП	10:03:28.5	131.7	1148	49	-669.3	44.4	2.2	---	---	18.6	---	---	84.2	83.7	0.8	261	0.000	0	---
77	Выравнивание	10:03:28.5	131.7	1148	49	-669.3	44.4	2.2	---	---	18.6	---	---	84.2	83.7	0.8	261	0.000	0	---
78	Выдерживание	10:03:35.0	124.7	1099	7	-157.5	44.4	5.2	---	---	24.9	---	---	68.6	66.2	-0.2	261	-0.234	0	---
80	Касание	10:03:37.5	121.0	1079	0	-19.7	44.4	5.4	---	---	24.3	---	---	66.3	63.9	1.7	260	-0.319	0	---
85	Опускание	10:03:40.0	115.6	1070	0	-19.7	44.4	0.5	---	---	23.1	---	---	63.4	61.5	0.9	260	-0.401	0	---
87	W=100 (54kts)	10:03:53.5	77.8	1070	0	0.0	52.6	-0.7	---	---	12.2	---	---	58.8	57.0	-0.6	261	-0.765	0	---

Весь полет

Сообщения по пилотированию

302 Э-А самолета Hawker-850 (Версия 0.1d)

ТБД	Вес	Давл	Тив	Ветер	Направ.
Взлет	12.2	730	2	---	180

305 Э-А самолета Hawker-850 (Версия 0.1d)

ТБД	Вес	Давл	Тив	Ветер	Направ.	ACCYtd
Посадка	10.2	730	6	23.325	259	1.15

Q - Показатели
 A - Алгоритмы
 P - Протокол

Продолжение рисунка 4.4.

Осуществляем проверку обнаруженных программным обеспечением событий на достоверность, и ставим в поля событий метки (достоверно, не достоверно, не учитываем и т.д.). Выводим на печать бланк экспресс-анализа (рис.4.5).

Результаты обработки

Этапы полета: Взлет Посадка Весь полет

Системы ВС: Все системы

Исходные данные

ТБЛ	Вес	Давл	Тнв	Ветер	Направ.
Взлет	12.2	730	2	---	180

305 Э-А самолета Hawker-850 (Версия 0.1d)

ТБЛ	Вес	Давл	Тнв	Ветер	Направ.	ACCYtd
Посадка	10.2	730	6	23.325	259	1.15

391 Попутный ветер на посадке более 10 kts

	Начало	Конец	Длит.	Вет.лр	Вет.бок	WNDS	WNDA	MHDG
-Д-	10:03:28.5	10:03:38.0	9.5	-23.325	1.943	23.0	259	261

417 Сигнализация FGC "Inhibit Nav 1 test"

	Начало	Конец	Длит.	ALTmin	IAS
-Д-	09:54:54.0	10:02:38.0	464.0	1710	139

Все системы

Сообщения по работоспособности

600 Э-А самолета Hawker-850 (Версия 0.1d)

ТБЛ	Траб.дв1	ITTLmax	Траб.дв2	ITTRmax
Значения	196.05	924	196.92	904

Технологические сообщения

100 Э-А самолета Hawker-850 (Версия 0.1d)

ТБЛ	ВРЕМ.ПОЛ	НАРАБОТКА	Траб.дв1	Траб.дв2
Минуты	181.02	196.03	196.08	196.96

104 Запуск левого двигателя

	Начало	Конец	Длит.	ITTLmax
	06:51:27.0	06:51:52.5	25.5	600

105 Запуск правого двигателя

	Начало	Конец	Длит.	ITTRmax
	06:50:35.0	06:50:59.5	24.5	612

120 Время прогрева левого двигателя после запуска

	Начало	Конец	Длит.	ПРОГ.ЛЕВ
	06:51:52.0	06:56:06.5	254.5	4м 15с

121 Время прогрева правого двигателя после запуска

	Начало	Конец	Длит.	ПРОГ.ПР
	06:50:59.0	06:52:44.5	105.5	1м 46с

122 Время охлаждения левого двигателя перед остановом

	Начало	Конец	Длит.	ОХЛ.ЛЕВ
	10:03:46.5	10:07:55.5	249.0	4м 09с

123 Время охлаждения правого двигателя перед остановом

	Начало	Конец	Длит.	ОХЛ.ПР
	10:03:41.5	10:07:54.5	253.0	4м 13с

150 Количество израсходованного топлива: общее, в полете, на выруливание, на заруливание

	Начало	Конец	Длит.	По Расх	В полете	Вырулив	Зарулив
	06:50:35.0	10:07:55.0	11840.0	3276.6	6553	79	19.700

810 Боковая перегрузка на касании и пробеге

	Начало	Конец	Длит.	Tпроб	NZкас	NZпроб	NZзр
	10:03:38.0	10:05:38.0	120.0	10:03:48.5	0.034	0.075	0.004

Служебные сообщения

раздел открыт

Q - Показатели
A - Алгоритм
P - Протокол

Рисунок 4.5 – Бланк экспресс-анализа

После контроля техники пилотирования и работоспособности систем необходимо вывести параметры бокового канала с помощью Перечня параметров. Для анализа выбираем параметры в боковом канале, такие как:

- ACCZ (n_z – боковая перегрузка),
- ATTR (roll – крен),
- MHDG (Magn Heading – магнитный курс).

Дополнительно анализируем параметры продольного канала:

- ALTL (Altitude Prs – высота барометрическая)
- IAS (Airspeed – воздушная скорость)

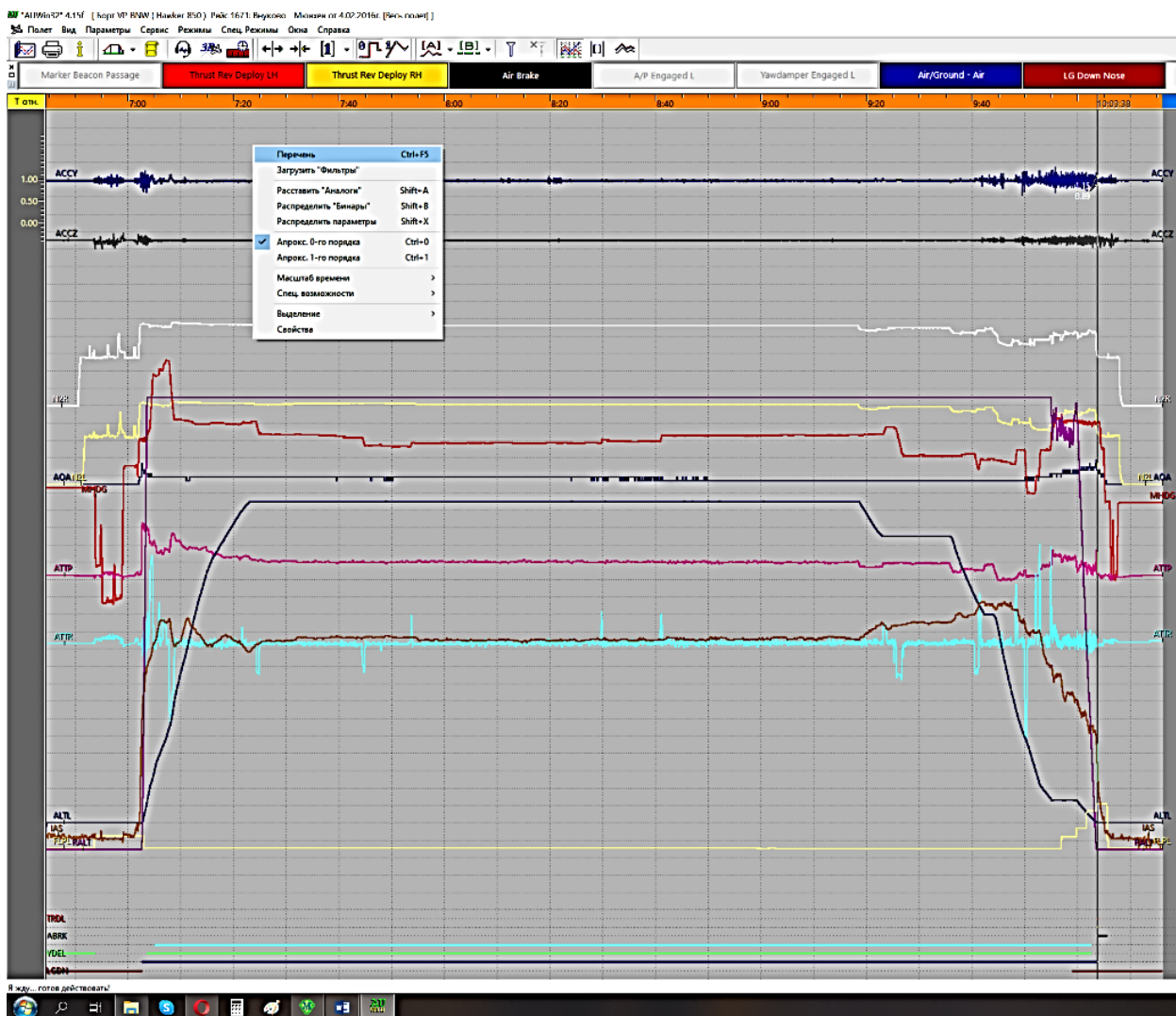


Рисунок 4.6. График полета с исследуемыми параметрами полета

Мы видим все параметры, которые мы можем вывести на график и проанализировать (рис.4.7). Результаты экспресс-анализ показаны на рис.4.8.

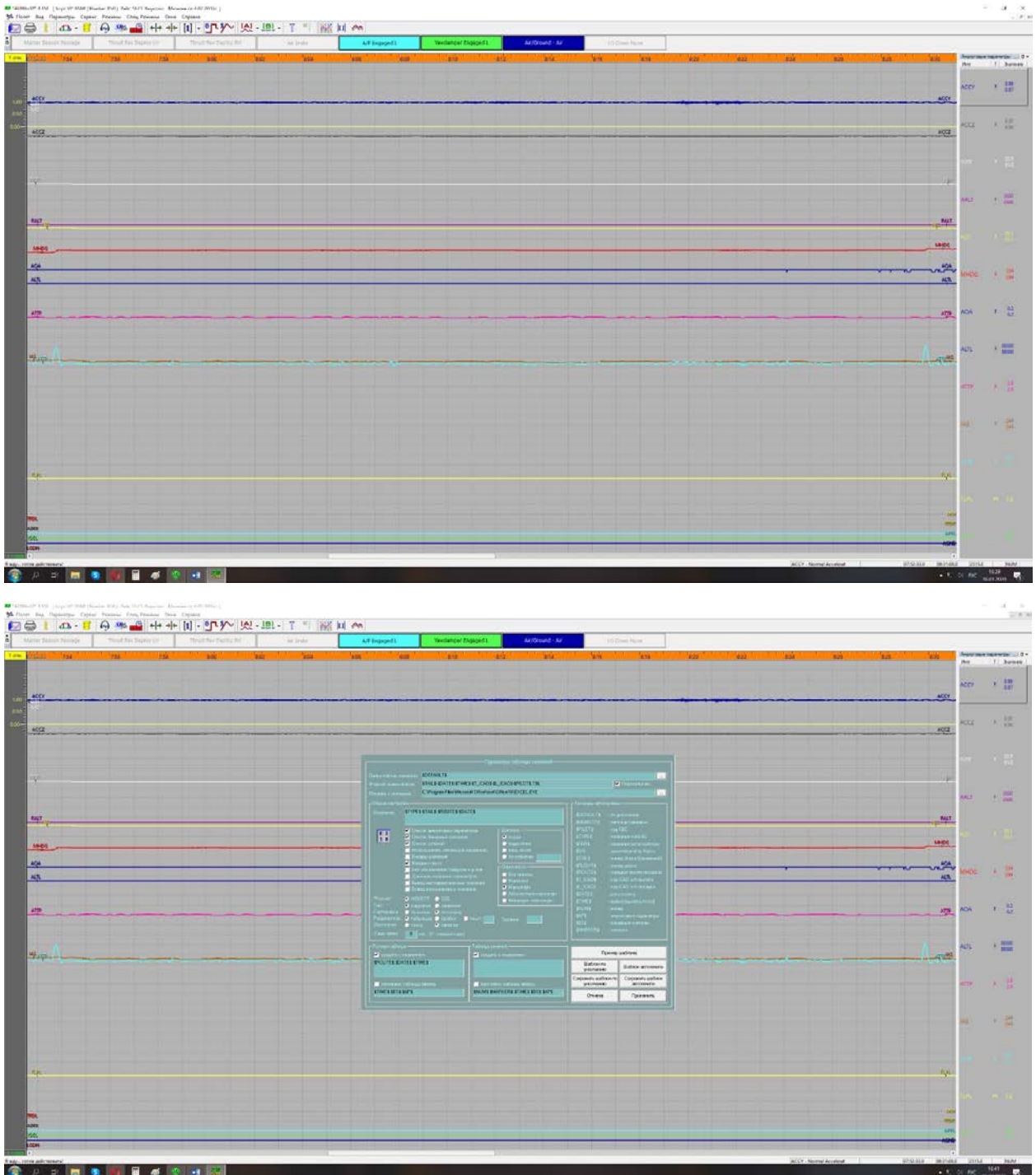


Рисунок 4.7 – Поведение полетных параметров в боковом движении

Анализ параметров

Филтър:

Имя	Описание	Положение	Масштаб	Точность	Маска	Исп. биты	Каналы	Тип градуировки
SUBF	Frame Syncro	55	3	цел.	0x0C00	1		Физика = Код
SUPF	Super frame cнtr	15	3	цел.	0x000F	256/1		Физика = Код
AIL	Aileron Position	55	2.5	1 зн.	0x0FFF	12, 76, 140, 204		Интерполяционный
CCL	Cntrl Column	48	2.5	1 зн.	0x0FFF	8, 72, 136, 200		Интерполяционный
CWH	Cntrl Wheel	45	2.5	1 зн.	0x0FFF	9, 73, 137, 201		Интерполяционный
ELEV	Elevator Positm	87	2.5	1 зн.	0x0FFF	11, 75, 139, 203		Интерполяционный
RPED	Rudder Pedal Pos	72	2.5	1 зн.	0x0FFF	10, 138		Интерполяционный
RUDD	Rudder Position	72	2.5	1 зн.	0x0FFF	13, 141		Интерполяционный
ACCX	Longitudinal Acc	87	0.2	2 зн.	0x0FFF	7, 71, 135, 199		Fiz = -1.08333 + 0.000508626*Cod, z = ...
ACCY	Normal Accelerat	87	0.2	2 зн.	0x0FFF	2, 34, 66, 98, 130, 162, 194, 226		Fiz = -3.375 + 0.002288818*Cod, z = ...
ACCZ	Lateral Accceiv.	85	0.1	2 зн.	0x0FFF	16, 80, 144, 208		Fiz = -1.08333 + 0.000508626*Cod, z = ...
ALTL	Altitude Prs LH	17	1000	цел.	0x3FFFF	157/1, 157/3		Fiz = 1*Cod, z = 131072
ALTR	Altitude Prs RH	17	1000	цел.	0x3FFFF	157/2, 157/4		Fiz = 1*Cod, z = 131072
AOA	Angle of Attac-L	57	2.5	1 зн.	0x0FFF	18		Fiz = 0.0009765625*Cod, z = 2048
AOAR	Angle of Attac-R	57	2.5	1 зн.	0x0FFF	146		Fiz = 0.0009765625*Cod, z = 2048
ATPR	Pitch Angle-R	47	2.5	1 зн.	0x0FFC	68, 196		Fiz = 0.17578125*Cod, z = 512
ATRR	Roll Angle-R	40	2.5	1 зн.	0x0FFC	133		Fiz = 0.3515625*Cod, z = 512
ATTP	Pitch Angle-L	47	2.5	1 зн.	0x0FFC	4, 132		Fiz = 0.17578125*Cod, z = 512
ATTR	Roll Angle-L	40	2.5	1 зн.	0x0FFC	5		Fiz = 0.3515625*Cod, z = 512
BPRL	Brake Pressure L	15	100	цел.	0x0FFF	6		Fiz = -100 + 1.042*Cod, z = 4096
BPRR	Brake Pressure R	15	100	цел.	0x0FFF	134		Fiz = -100 + 1.042*Cod, z = 4096
DHDL	Decs Height-L	15	100	цел.	0x3FFF	58/1, 58/3		Fiz = 1*Cod, z = 8192
DHDR	Decs Height-R	15	100	цел.	0x3FFF	58/2, 58/4		Fiz = 1*Cod, z = 8192
DML1	DME DISTANCE - L	15	20.0	1 зн.	0x0FFF	245/1		Fiz = 0.125*Cod, z = 4096
DML2	DME DISTANCE - R	15	20.0	1 зн.	0x0FFF	246/3		Fiz = 0.125*Cod, z = 4096
DRF	Drift Angle LH	47	2.5	1 зн.	0x0FFF	150/3		Fiz = 0.087890625*Cod, z = 2048
DTRL	Desired Track-L	38	10	цел.	0x0FFF	19/1, 19/3		Fiz = 0.087890625*Cod, z = 2048
DTRR	Desired Track-R	38	10	цел.	0x0FFF	19/2, 19/4		Fiz = 0.087890625*Cod, z = 2048
ETRL	Elev Trim Pos-L	55	0.25	2 зн.	0x0FFF	33/1, 33/3		Fiz = 0.022*Cod, z = 2048
ETRR	Elev Trim Pos-R	58	0.25	2 зн.	0x0FFF	33/2, 33/4		Fiz = 0.022*Cod, z = 2048
FFL	Fuel Flow Eng LH	23	200	цел.	0x0FFF	104		Fiz = 16*Cod, z = 4096
FFR	Fuel Flow Eng RH	20	200	цел.	0x0FFF	232		Fiz = 16*Cod, z = 4096
FLPL	Flap Lever Pos L	15	10.0	1 зн.	0x0FFF	172/1		Fiz = 0.087890625*Cod, z = 2048
FLPR	Flap Lever Pos R	15	2.5	1 зн.	0x0FFF	172/3		Fiz = 0.087890625*Cod, z = 2048
GSPL	Groundspeed-L	15	10	цел.	0x0FFF	151/1, 151/3		Fiz = 0.5*Cod, z = 2048
GSPR	Groundspeed-R	15	10	цел.	0x0FFF	151/2, 151/4		Fiz = 0.5*Cod, z = 2048

В жд... готов действовать

Рисунок 4.8. Результаты анализа параметров

Оцифровка полетных данных выводится в таблицу Excel, с расшифровкой параметров (табл.4.4). Таблицу можно редактировать, выбирая необходимый этап полета

Таблица 4.4 – Таблица Excel с параметрами полета

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L
1	Hawker-850 VP-BNW - 2020-01-18											
2												
3	Analog parameters:											
4	Tag	Name										
5	ACCZ	Lateral Acceler.										
6	ALTL	Altitude Prs LH										
7	ATRR	Roll Angle-R										
8	IAS	Airspeed-L										
9	MHDG	Magn Heading-L										
10												
11	- 2020-01-18 07:23											
12												
13	Time	ACCZ		ATRR		MHDG		ALTL		IAS		
14		F		Ph		F		F		F		
15	7:23:30	0.01		-0.7		0		20		0		
16	7:23:31	0.01		-0.7		262		20		0		
17	7:23:32	0.00		-0.7		262		50		230		
18	7:23:33	0.01		-0.7		262		60		230		
19	7:23:34	0.01		-0.7		262		38010		231		
20	7:23:35	0.01		-0.4		262		38010		231		
21	7:23:36	0.01		-0.4		262		38010		231		
22	7:23:37	0.00		-0.7		262		38010		231		
23	7:23:38	0.01		-1.1		262		38010		231		
24	7:23:39	0.01		-0.7		262		38010		231		
25	7:23:40	0.01		-0.7		262		38010		231		
26	7:23:41	0.00		-0.7		262		38010		231		
27	7:23:42	0.00		-0.7		262		38010		232		
28	7:23:43	0.01		-0.7		262		38010		232		
29	7:23:44	0.01		-0.4		262		38010		232		
30	7:23:45	0.01		-0.4		262		38010		232		
31	7:23:46	0.00		-0.7		262		38010		232		
32	7:23:47	0.01		-0.4		262		38010		232		
33	7:23:48	0.00		-0.4		262		38010		232		
34	7:23:49	0.01		-0.4		262		38010		232		
35	7:23:50	0.01		-0.4		262		38010		233		
36	7:23:51	0.01		-0.4		262		38010		233		
37	7:23:52	0.01		-0.4		262		38010		233		
38	7:23:53	0.01		-0.4		262		38010		233		
39	7:23:54	0.01		-0.4		262		38010		233		
40	7:23:55	0.01		-0.7		262		38010		233		
41	7:23:56	0.01		-1.1		262		38000		233		
42	7:23:57	0.01		-1.1		262		38000		233		
43	7:23:58	0.01		-0.7		262		38000		233		
44	7:23:59	0.01		-0.7		262		38000		233		
45	7:24:00	0.01		-0.7		262		38000		233		
46	7:24:01	0.01		-0.7		262		38000		233		

Далее проводим статистический анализ. На основе обработанной информации было произведено уточнение оценок отклонения самолета от

заданных значений параметров положения и движения по магнитному курсу и линейному боковому отклонению, а также реализована процедура принятия решений о соответствии требованиям по точности в части PBN.

Показана принципиальная возможность использования информации со штатных бортовых регистраторов для оценки точности самолетовождения при производстве полетов по PBN. Для этой цели использован аппарат математической статистики и различения статистических гипотез.

Результаты анализа могут быть использованы для научного обоснования выдачи эксплуатантам специальных эксплуатационных разрешений на полеты с использованием PBN.

4.3 Результаты исследования и оценка точности режима автоматического захода на посадку и соответствия требованиям CAT I – CAT III

Анализ состава параметров, фиксируемых МСРП-А-02 для прямой и косвенной оценки точностных характеристик полёта самолёта, показал, что их достаточно для решения задачи оценки точности автоматического самолетовождения при заходе на посадку по CAT I – CAT III. Однако для некоторых датчиков отсутствуют установленные относительные погрешности, что может вызвать трудности при оценки точностных характеристик этих параметров.

Фиксируемые системой МСРП-А-02 параметры приведены в табл. 4.5.

Из таблицы видно, что нет относительных погрешностей измерения датчиков перегрузки, относительной погрешности оценки географических

широты и долготы, бокового отклонения Z . Для дальнейших исследований необходимо определить эти параметры и учесть в алгоритмах.

Таблица 4.5 – Параметры положения и движения самолета Ил-96-300, регистрируемые МСРП-А-02

№	Параметр
1	19 H - Высота барометрическая
2	66 HG - Высота геометрическая
3	89 HOTTN - Высота относительная
4	18 V - Скорость приборная
5	12 NY - Перегрузка вертикальная
6	29 NZ - Перегрузка боковая
7	13 NX - Перегрузка продольная
8	64 MK - Курс магнитный
9	78 MKI - Курс истинный (от БВФ СЭИ)
10	192 MKV - Вычисленный магнитный курс от НСИ
11	31 KREN - Угол крена
12	95 KRAG - Угол крена от АГБ
13	30 WX - Угловая скорость крена
14	80 TGAG - Угол тангажа от АГБ
15	16 TG - Угол тангажа
16	15 WZ - Угловая скорость тангажа
17	14 UAIS - Угол атаки истинный
18	121 M - Число M
19	122 VY - Вертикальная скорость
20	34 VPUT - Путевая скорость
21	35 USNS - Угол сноса
22	63 WY - Угловая скорость рысканья
23	33 OPD - Оознавательные данные
24	37 WREM - Текущее время
25	400 TKSH - Текущая широта
26	401 TKDT - Текущая долгота (старшие разряды)
27	96 BKR - Барометрическое давление аэродрома
28	217 Барокоррекция (давление на уровне моря)
29	130 TNB - Температура наружного воздуха / код, расчетный /
30	116 - Отклонение от равносигнальной зоны курсового маяка.
31	117 - Отклонение от равносигнальной зоны глиссадного маяка.
32	194 - Масса

Продолжение таблицы 4.5

№	Параметр
33	О Б Щ И Е (Разовые команды)
34	30-1 ZEVO – «Земля – воздух»
	14-1 BPRM - Пролет ближнего маркерного маяка
35	14-2 SPRM - Пролет среднего маркерного маяка
36	15-1 DPRM - Пролет дальнего маркерного маяка
37	88-1 RESH - Высота принятия решения достигнута
38	131-1 SOB - "Событие"
39	190-1 - Этап Э1- стоянка
40	190-2 - Этап Э2- запуск двигателей
41	190-3 - Этап Э3- рулежка
42	190-4 - Этап Э4- разбег
43	190-5 - Этап Э4- разбег
44	190-6 - Этап Э5- взлет
45	190-7 - Этап Э6- набор высоты
46	190-8 - Этап Э7- полет
47	190-9 - Этап Э8- снижение
48	190-10 - Этап Э9- заход на посадку
49	190-11 - Этап Э10- пробег
50	190-12 - Этап Э11- рулежка
51	191-2 - Этап Э12- остановка
52	134-1 - Признак 1 системы посадки.
53	134-2 - Признак 2 системы посадки
54	68-2 - Идентификатор 1 (1 комплект) ТБН-К-4 и ЗБН №1 – «1», ЗБН №2 – «0»

Для определения вероятности попадания колеса самолёта при заходе на посадку в точку касания, в поле допуска по продольной и поперечной оси ВПП воспользуемся обработанными в программе MathCad математическими ожиданиями и среднеквадратическими отклонениями параметров поперечной и продольной точки касания: $m_x=547.53$, $m_y=-1.067$, $\sigma_x=67$, $\sigma_y=2.564$. Проводим статистический анализ. Результаты проверки сведены в таблицу 4.6:

Таблица 4.6. Результаты проверки гипотез о функциях распределения

Параметр	Гипотеза принимается по критерию Хи-квадрат	Гипотеза принимается по критерию Игрек-квадрат
Крен на высоте 30 метров	Да	Да
Отклонение от глиссады на высоте 30 метров	Да	Да
Скорость вертикальная на высоте 30 метров	Да	Да
Отклонение М курса на высоте 30 метров	Да	Да
Отклонение курсовой зоны на высоте 30 метров	Да	Да
Курс на высоте 30 метров	Да	Да
Курс на высоте 15 метров	Да	Да
Тангаж на высоте 15 метров	Да	Да
Отклонение от заданной скорости на высоте 15 метров	Да	Да
Отклонение курсовой зоны на высоте 15 метров	Да	Да
Скорость вертикальная на высоте 15 метров	Да	Нет
Отклонение от глиссады на высоте 15 метров	Да	Да
Удаление от глиссады на высоте 15 метров	Да	Да
Отклонение М курса на высоте 15 метров	Да	Да
Отклонение курсовой зоны на высоте 6 метров	Да	Да
Отклонение курса на высоте 6 метров	Да	Да
Отклонение курсовой зоны в точке касания	Да	Да
Нормальное ускорение в точке приземления	Да	Да
Вертикальная скорость в точке касания	Нет	Нет
Отклонение М курса на высоте 0 метров	Да	Да
Отклонение курса в точке касания	Да	Да
Тангаж в точке касания	Да	Да
Крен в точке касания	Да	Нет
Отклонение от заданной скорости на высоте 0 метров	Да	Да
Продольная точка приземления	Да	Да

Определяем вероятности нахождения параметра в интервалах:

$F(X_2)-F(X_1)$ – вероятность нахождения продольной точки

$$p1 := \text{pnorm}(800, 547.53, 67) - \text{pnorm}(0, 537.53, 67)$$

$$p1 = 0.999917788478093$$

$F(Y_2)-F(Y_1)$ – вероятность нахождения поперечной точки

$$p2 := \text{pnorm}(21, -1.067, 2.564) - \text{pnorm}(-21, -1.067, 2.564)$$

$$p2 = 0.9999999999999996$$

Допуск при заходе на посадку по CAT III в точке касания колеса установлен (рис.4.9):

- для поперечной точки - 21 метр, вероятность выхода за поле допуска равна 10^{-6} .

- для продольной точки - 800 метров, вероятность выхода за поле допуска равна 10^{-6} .

Параметр продольной точки в точке касания имеет вероятность выхода за поле допуска 10^{-4} и не укладывается в допуск, а параметр поперечной точки имеет вероятность выхода за поле допуска 10^{-14} , что вполне соответствует допуску.

Определяем вероятность попадания в площадь нужного нам участка ВПП, путём произведения вероятностей попадания в интервалы продольной и поперечной точки: $P(XY) = P(X)P(Y)$, $P(XY) = 0.99991$.

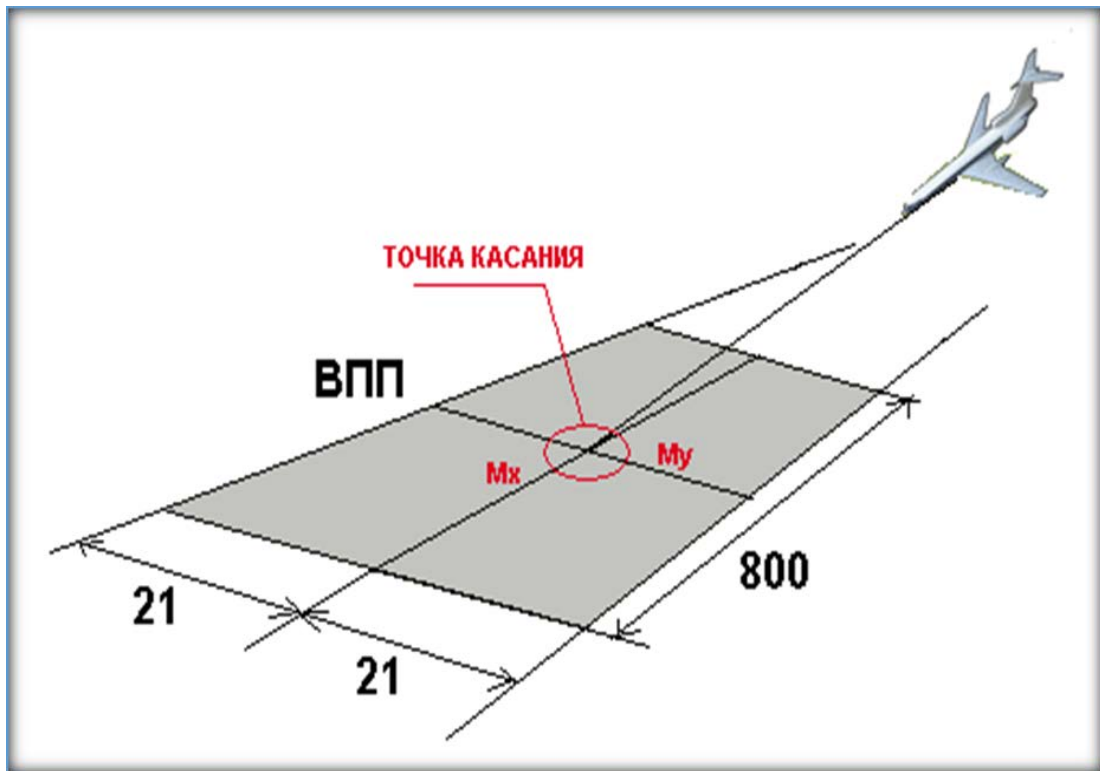


Рисунок 4.9 - Графическая интерпретация нахождения параметра полёта в интервале заданных допусков

На основе обработанной информации было произведено уточнение оценок отклонения самолета от заданных значений параметров положения и движения по

угловым отклонениям от равносигнальных линий курса и глиссады, а также реализована процедура принятия решений о соответствии требованиям по точности в части CAT I – CAT III.

Показана принципиальная возможность использования информации со штатных бортовых регистраторов для оценки точности самолетовождения при производстве полетов по CAT I – CAT III. Для этой цели использован аппарат математической статистики и различения статистических гипотез.

Результаты анализа могут быть использованы для научного обоснования выдачи эксплуатантам специальных эксплуатационных разрешений на полеты по CAT I – CAT III.

4.4. Математическое моделирование законов распределения

Программное обеспечение Mathcad уже содержит готовые функции следующих законов распределения: экспоненциальный; нормальный; Вейбулла; бета; биномиальный; Коши; Хи-квадрат; Ф; гамма; геометрический; гипергеометрический; лог-нормальный; логистический; отрицательный биномиальный; Пуассона; Стьюдента; равномерный [73].

Описание реализованного ПМО в среде MathCAD для всех перечисленных законов распределения параметров полета были получены следующие результаты, сведенные в табл.4.7.

Таблица 4.7 – Анализ соответствия законов распределения случайных значений параметров полета

	Закон распределения	Хи-квадрат	Хи-критическое (квантиль)	Соответствие
1	Экспоненциальный	12,583	14,067	+
2	Нормальный	13,482	12,592	-
3	Вейбулла	359,237	12,592	-
4	Бета	29,16	12,592	-
5	Биномиальный	29,16	12,592	-
6	Коши	5,425	12,592	++
7	Хи-квадрат	29,16	12,592	-
8	Ф	28,374	12,592	-
9	Гамма	56,25	12,592	-
10	Геометрический	29,16	12,592	-
11	Гипергеометрический	29,16	12,592	-
12	Лог-нормальный	4,235	12,592	+++
13	Логистический	1,643	12,592	++++
14	Отрицательный биномиальный	29,16	12,592	-
15	Пуассона.	56,25	12,592	-
16	Стьюдента.	28,374	12,592	-
17	Равномерный	56,25	12,592	-

Подтверждается четыре гипотезы о совпадении функции закона распределения случайной величины: экспоненциальный, Коши, лог-нормальный и логистический.

Как видно из полученных значений, исследуемая выборка данных о параметре полета наиболее точно соответствует логистическому закону распределения. Результаты исследований параметров полета приведены на рис. 4.10.

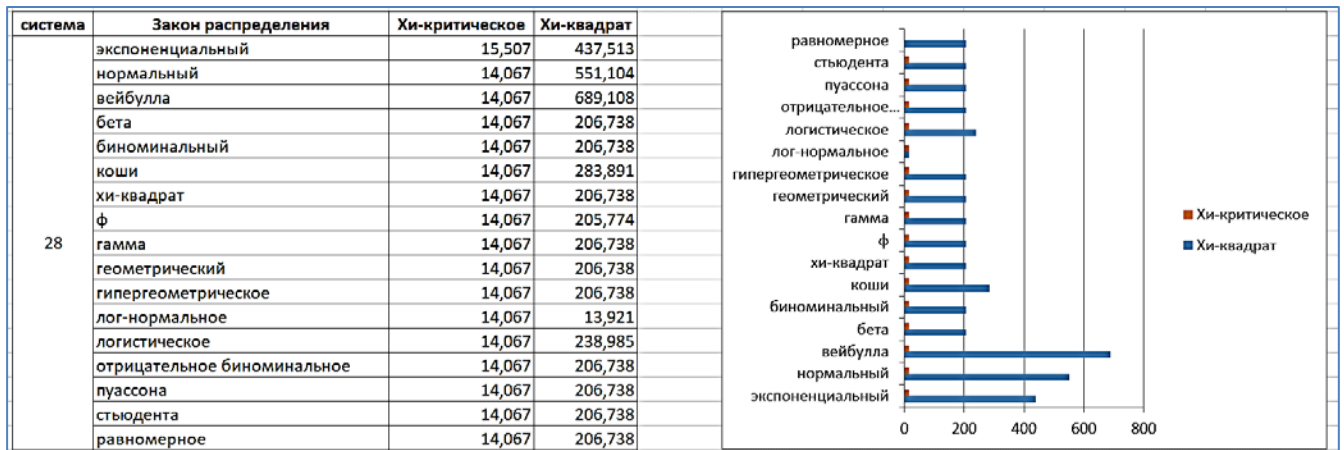
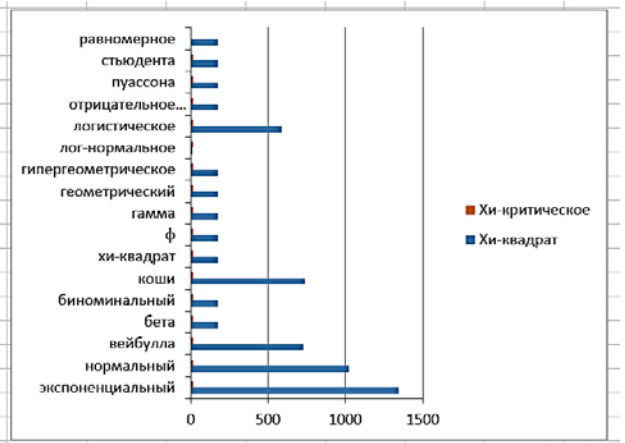
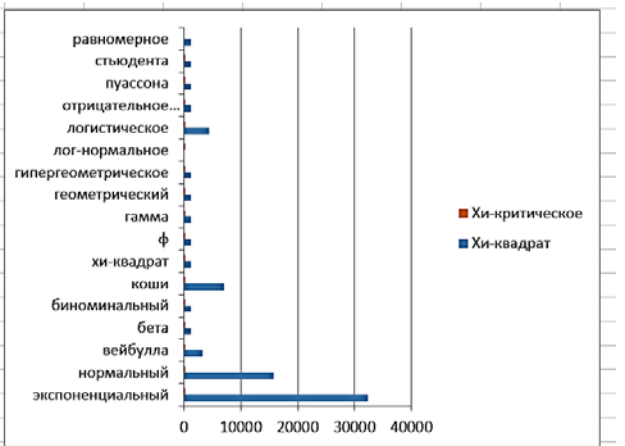


Рисунок 4.10 - Диаграммы проверки вида функции распределения параметров полета

система	Закон распределения	Хи-критическое	Хи-квадрат
31	экспоненциальный	15,507	1346
	нормальный	14,067	1024
	вейбулла	14,067	729,135
	бета	14,067	174,452
	биномиальный	14,067	174,452
	коши	14,067	737,321
	хи-квадрат	14,067	174,452
	ф	14,067	173,478
	гамма	14,067	174,452
	геометрический	14,067	174,452
	гипергеометрическое	14,067	174,452
	лог-нормальное	14,067	7,538
	логистическое	14,067	586,646
	отрицательное биномиальное	14,067	174,452
	пуассона	14,067	174,452
	стьюдента	14,067	174,452
	равномерное	14,067	174,452



система	Закон распределения	Хи-критическое	Хи-квадрат
34	экспоненциальный	15,507	32340
	нормальный	14,067	15780
	вейбулла	14,067	3253
	бета	14,067	1227
	биномиальный	14,067	1227
	коши	14,067	6980
	хи-квадрат	14,067	1227
	ф	14,067	1226
	гамма	14,067	1227
	геометрический	14,067	1227
	гипергеометрическое	14,067	1227
	лог-нормальное	14,067	0
	логистическое	14,067	4482
	отрицательное биномиальное	14,067	1227
	пуассона	14,067	1227
	стьюдента	14,067	1227
	равномерное	14,067	1227



Продолжение рисунка 4.10.

Как видно из диаграмм, в большинстве случаев наиболее подходящим законом распределения является - лог-нормальный закон распределения. Результаты анализа могут быть использованы для научного обоснования выдачи эксплуатантам специальных эксплуатационных разрешений на полеты в части автоматического самолетовождения

4.5 Математическое моделирование точности захода на посадку

В этой части диссертации приведем основные результаты статистических исследований режимов автоматического захода на посадку. В качестве примера рассматривается отклонение от курсовой зоны в точке касания ВПП.

4.5.1 Исследование на соответствие нормальному закону распределения

Параметры предполагаемого закона распределения сведены в табл.4.8.

Таблица 4.8 - Параметры предполагаемого закона распределения

$\bar{m} := \frac{1}{N} \cdot \sum_{i=1}^N x_i$	$m = 1.391$	- математическое ожидание
$\mu := \frac{1}{N-1} \cdot \sum_{i=1}^N (x_i - m)^2$	$\mu = 53.793$	- квадрат среднеквадратического отклонения (дисперсия)
$\sigma := \sqrt{\mu}$	$\sigma = 7.334$	- среднеквадратическое отклонение

Исходная выборка: отклонение от курсовой зоны в точке касания ВПП приведена в табл.4.9:

Таблица 4.9. Исходная выборка: отклонение от курсовой зоны
в точке касания ВПП

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
-17.14	-	-13.78	-13.01	-12.65	-	-	-	-	-
	14.1				8.39	8.33	8.21	8.12	8.06
11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
-7.92	-7.81	-7.69	-7.61	-7.48	-7.34	-7.23	-7.12	-6.98	-6.83
21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
-6.78	-6.64	-6.62	-6.17	-4.99	-4.65	-4.49	-4.44	-4.35	-4.23
31	32	33	34	35	36	37	38	39	40
-4.17	-4.05	-3.95	-3.81	-3.79	-3.6	-3.49	-3.41	-3.35	-3.24
41	42	43	44	45	46	47	48	49	50
-3.11	-3	-2.91	-2.88	-2.79	-2.13	-1.24	1.12	1.17	1.2
51	52	53	54	55	56	57	58	59	60
1.23	1.25	1.27	1.3	1.33	1.34	1.35	1.37	1.41	1.44
61	62	63	64	65	66	67	68	69	70
1.45	1.47	1.49	1.5	1.54	1.58	1.6	1.67	1.75	1.79
71	72	73	74	75	76	77	78	79	80
1.85	1.9	1.96	1.99	2	2.06	2.11	2.16	2.24	2.3
81	82	83	84	85	86	87	88	89	90
2.32	2.39	2.42	2.48	2.56	2.62	2.69	2.75	2.84	2.89
91	92	93	94	95	96	97	98	99	100
2.94	3.01	7.12	7.25	7.39	7.46	7.58	7.71	7.93	8.02
101	102	103	104	105	106	107	108	109	110
8.13	8.24	8.37	8.52	8.61	8.72	8.82	9.27	10.12	10.8
111	112	113	114	115	116	117	118	119	120
10.99	11.04	11.14	11.23	11.37	11.49	11.63	11.75	11.93	12.12
121	122	123	124	125	126	127	128		
12.29	12.39	12.51	12.64	16.78	17.48	18.21	20.01		

Формируем вариационный ряд: $X_i^* = \text{sort}(x)$ в табл.4.10.

Таблица 4.10. Формируем вариационный ряд

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
-17.14	-14.12	-13.78	-13.01	-12.65	-8.39	-8.33	-8.21	-8.12	-8.06
11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
-7.92	-7.81	-7.69	-7.61	-7.48	-7.34	-7.23	-7.12	-6.98	-6.83
21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
-6.78	-6.64	-6.62	-6.17	-4.99	-4.65	-4.49	-4.44	-4.35	-4.23
31	32	33	34	35	36	37	38	39	40
-4.17	-4.05	-3.95	-3.81	-3.79	-3.6	-3.49	-3.41	-3.35	-3.24
41	42	43	44	45	46	47	48	49	50
-3.11	-3	-2.91	-2.88	-2.79	-2.13	-1.24	1.12	1.17	1.2
51	52	53	54	55	56	57	58	59	60
1.23	1.25	1.27	1.3	1.33	1.34	1.35	1.37	1.41	1.44
61	62	63	64	65	66	67	68	69	70
1.45	1.47	1.49	1.5	1.54	1.58	1.6	1.67	1.75	1.79
71	72	73	74	75	76	77	78	79	80
1.85	1.9	1.96	1.99	2	2.06	2.11	2.16	2.24	2.3
81	82	83	84	85	86	87	88	89	90
2.32	2.39	2.42	2.48	2.56	2.62	2.69	2.75	2.84	2.89
91	92	93	94	95	96	97	98	99	100
2.94	3.01	7.12	7.25	7.39	7.46	7.58	7.71	7.93	8.02
101	102	103	104	105	106	107	108	109	110
8.13	8.24	8.37	8.52	8.61	8.72	8.82	9.27	10.12	10.8
111	112	113	114	115	116	117	118	119	120
10.99	11.04	11.14	11.23	11.37	11.49	11.63	11.75	11.93	12.12
121	122	123	124	125	126	127	128		
12.29	12.39	12.51	12.64	16.78	17.48	18.21	20.01		

Нормируем выборку $y := \frac{x - m}{\sigma}$ в табл.4.11:

Таблица 4.11 – Нормированная выборка

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
-2.527	-2.115	-2.068	-1.964	-1.914	-1.334	-1.325	-1.309	-1.297	-1.289
11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
1.270	1.255	1.238	1.227	1.210	1.190	1.175	1.160	1.141	1.121
21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
1.114	1.095	1.092	1.031	0.870	0.824	0.802	0.795	0.783	0.766
31	32	33	34	35	36	37	38	39	40
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
0.758	0.742	0.728	0.709	0.706	0.681	0.666	0.655	0.646	0.631
41	42	43	44	45	46	47	48	49	50
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
0.614	0.599	0.586	0.582	0.570	0.480	0.359	0.037	0.030	0.026
51	52	53	54	55	56	57	58	59	60
-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
0.022	0.019	0.017	0.012	0.008	0.007	0.006	0.003	0.003	0.007
61	62	63	64	65	66	67	68	69	70
0.008	0.011	0.013	0.015	0.020	0.026	0.028	0.038	0.049	0.054
71	72	73	74	75	76	77	78	79	80
0.063	0.069	0.078	0.082	0.083	0.091	0.098	0.105	0.116	0.124
81	82	83	84	85	86	87	88	89	90
0.127	0.136	0.140	0.148	0.159	0.168	0.177	0.185	0.198	0.204
91	92	93	94	95	96	97	98	99	100
0.211	0.221	0.781	0.799	0.818	0.827	0.844	0.862	0.892	0.904
101	102	103	104	105	106	107	108	109	110
0.919	0.934	0.952	0.972	0.984	0.999	1.013	1.074	1.190	1.283
111	112	113	114	115	116	117	118	119	120
1.309	1.316	1.329	1.341	1.361	1.377	1.396	1.412	1.437	1.463
121	122	123	124	125	126	127	128		
1.486	1.500	1.516	1.534	2.098	2.194	2.293	2.539		

Построение гистограммы сведено в табл. 4.12. Для построения гистограммы определяем значение математического ожидания и среднеквадратического отклонения с помощью встроенных функций Mathcad $\text{mean}(x)$ и $\text{var}(x)$:

Таблица 4.12 - Построение гистограммы

Определяем количество интервалов по формуле Старджеса:		
$k := 3.3 \cdot \log(N) + 1$	$k = 7.954$	
$k := \text{round}(k)$	$k = 8$	
Минимальное значение:	$Y_{\min} := \min(y)$	$Y_{\min} = -2.527$
Максимальное значение:	$Y_{\max} := \max(y)$	$Y_{\max} = 2.539$
Диапазон изменения нормированной выборки:	$R_y := Y_{\max} - Y_{\min}$	$R_y = 5.065$
Длина интервала:	$\Delta y := \frac{R_y}{k}$	$\Delta y = 0.633$
Номера интервалов:	$j_y := 1..k$	
Формирование абсцисс:	$\delta y_{j_y} := Y_{\min} + \frac{\Delta y}{2} \cdot (2j_y - 1)$	
$m1 := \text{mean}(y)$	- среднее значение	
$\sigma1 := \text{var}(y)$	- дисперсия	

Формируем нормированную гистограмму $f_y := \text{hist}(\delta y, y)$ (рис.4.11);

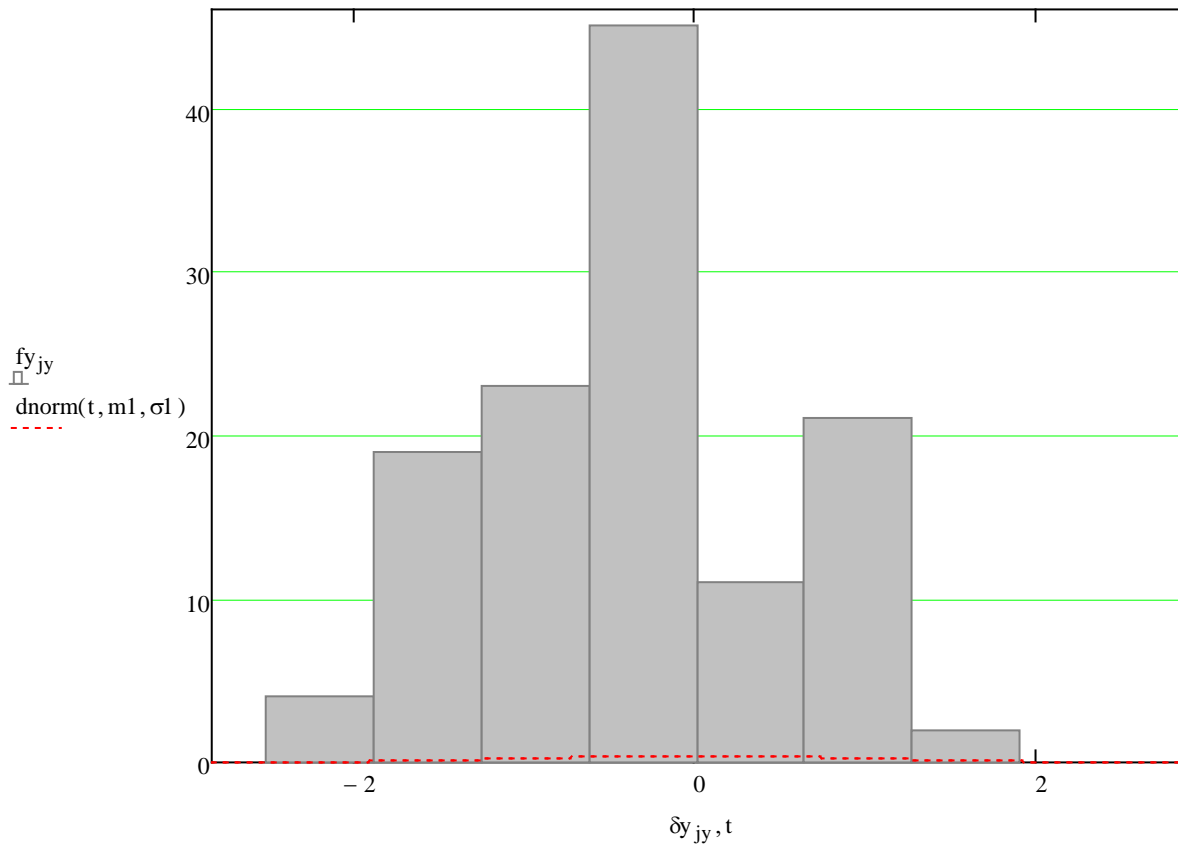


Рисунок 4.11 – Нормированная гистограмма отклонения от курсовой зоны в точке касания ВПП

Результаты теста по критерию Хи-квадрат для нормального закона распределения сведены в табл.4.13.

Таблица 4.13 - Результаты теста по критерию Хи-квадрат
для нормального закона распределения

Определение теоретической частоты:	
$\text{Chast} := \frac{f_y}{N}$	$\text{Chast}^T = (0.031 \ 0.148 \ 0.18 \ 0.352 \ 0.086 \ 0.164 \ 0.016)$
Определение вероятности попадания в интервал:	
$P_f := \Phi\left(\frac{x - m}{\sigma}\right) - \Phi\left(\frac{x - m}{\sigma}\right)$	
$p_{jy} := \text{pnorm}[Y_{\min} + (jy + 1) \cdot \Delta y, 0, 1] - \text{pnorm}(Y_{\min} + jy \cdot \Delta y, 0, 1)$	
$p_1 := \text{pnorm}(\delta y_1, 0, 1) - \text{pnorm}(Y_{\min}, 0, 1)$	
$p_1 := \text{pnorm}(\delta y_2, 0, 1) - \text{pnorm}(\delta y_1, 0, 1)$	
$p_2 := \text{pnorm}(\delta y_3, 0, 1) - \text{pnorm}(\delta y_2, 0, 1)$	
$p_3 := \text{pnorm}(\delta y_4, 0, 1) - \text{pnorm}(\delta y_3, 0, 1)$	
$p_4 := \text{pnorm}(\delta y_5, 0, 1) - \text{pnorm}(\delta y_4, 0, 1)$	
$p_5 := \text{pnorm}(\delta y_6, 0, 1) - \text{pnorm}(\delta y_5, 0, 1)$	
$p_6 := \text{pnorm}(\delta y_7, 0, 1) - \text{pnorm}(\delta y_6, 0, 1)$	
$p_7 := \text{pnorm}(\delta y_8, 0, 1) - \text{pnorm}(\delta y_7, 0, 1)$	
$p_8 := \text{pnorm}(Y_{\max}, 0, 1) - \text{pnorm}(\delta y_8, 0, 1)$	
$p_9 := \text{plnorm}(Y_{\max}, 0, 1) - \text{plnorm}(\delta y_9, 0, 1)$	
$p^T = (0.075 \ 0.161 \ 0.237 \ 0.236 \ 0.16 \ 0.073 \ 0.023)$	
$\delta y_{jy} := Y_{\min} + jy \cdot \Delta y$	$f_y = \begin{pmatrix} 4 \\ 19 \\ 23 \\ 45 \\ 11 \\ 21 \\ 2 \end{pmatrix}$

Результаты исследования на соответствие Хи-квадрат критическое сведены в табл.4.14.

Таблица 4.14. Результаты исследования на соответствие Хи-квадрат критическое

Hi_krit:=	Hi_krit ¹ if $\alpha = 0.99$		1
	Hi_krit ² if $\alpha = 0.95$	1	3.84
	Hi_krit ³ if $\alpha = 0.9$	2	5.99
	Hi_krit ⁴ if $\alpha = 0.5$	3	7.81
	Hi_krit ⁵ if $\alpha = 0.25$	4	9.49
	Hi_krit ⁶ if $\alpha = 0.1$	5	11.1
	Hi_krit ⁷ if $\alpha = 0.05$	6	12.6
	Hi_krit ⁸ if $\alpha = 0.03$	7	14.1
	Hi_krit ⁹ if $\alpha = 0.01$	8	15.5
	Hi_krit ¹⁰ if $\alpha = 0.005$	9	16.9
	Hi_krit ¹¹ if $\alpha = 0.001$	10	18.3
		11	19.7
		12	21
		13	22.4
		14	23.7
		15	25
		16	26.3
		17	27.6
		18	28.9
		19	30.1
		20	31.4
		21	32.7
		22	33.9
		23	35.2
		24	36.4
		25	37.7
		26	38.9
		27	40.1
		28	41.3
		29	42.6
		30	43.8

Определение статистики хи-квадрат:	
$\chi^2 := \sum \left[\frac{(\text{Chast} - N \cdot p)^2}{N \cdot p} \right]$	$\chi^2 = 121.613$
значение хи-квадрат критического при степени свободы:	
$df := \text{length}(fy) - 1$ $df = 6$	
$Hi_krit_{df} = 12.6$	
Общее правило:	
$df = n - 1 - r$	
$r := 2$	- количество определяемых параметров
$\chi^2 < Hi_krit_k = 0$	Пояснение: 0 - гипотеза отвергается; 1 - гипотеза принимается
$pchisq(\chi^2, df) < (1 - \alpha) = 0$	

По результату теста гипотеза о нормальном распределении выборки отвергается.

Исследование на соответствие логарифмически нормальному закону распределения

Определим параметры предполагаемого закона распределения:

Исходная выборка приведена в табл.4.8, вариационный ряд приведен в табл.4.9. Преобразованная выборка: $Y_i := X_i - \varepsilon$ приведена в табл.4.14

Таблица 4.14 - Преобразованная выборка

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
0	3.02	3.36	4.13	4.49	8.75	8.81	8.93	9.02	9.08
11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
9.22	9.33	9.45	9.53	9.66	9.8	9.91	10.02	10.16	10.31
21	22	23	24	25	26	27	28	29	30
10.36	10.5	10.52	10.97	12.15	12.49	12.65	12.7	12.79	12.91
31	32	33	34	35	36	37	38	39	40
12.97	13.09	13.19	13.33	13.35	13.54	13.65	13.73	13.79	13.9
41	42	43	44	45	46	47	48	49	50
14.03	14.14	14.23	14.26	14.35	15.01	15.9	18.26	18.31	18.34
51	52	53	54	55	56	57	58	59	60
18.37	18.39	18.41	18.44	18.47	18.48	18.49	18.51	18.55	18.58
61	62	63	64	65	66	67	68	69	70
18.59	18.61	18.63	18.64	18.68	18.72	18.74	18.81	18.89	18.93
71	72	73	74	75	76	77	78	79	80
18.99	19.04	19.1	19.13	19.14	19.2	19.25	19.3	19.38	19.44
81	82	83	84	85	86	87	88	89	90
19.46	19.53	19.56	19.62	19.7	19.76	19.83	19.89	19.98	20.03
91	92	93	94	95	96	97	98	99	100
20.08	20.15	24.26	24.39	24.53	24.6	24.72	24.85	25.07	25.16
101	102	103	104	105	106	107	108	109	110
25.27	25.38	25.51	25.66	25.75	25.86	25.96	26.41	27.26	27.94
111	112	113	114	115	116	117	118	119	120
28.13	28.18	28.28	28.37	28.51	28.63	28.77	28.89	29.07	29.26
121	122	123	124	125	126	127	128		
29.43	29.53	29.65	29.78	33.92	34.62	35.35	37.15		

Результаты теста по критерию Хи-квадрат для логарифмически нормального закона распределения сведены в табл.4.15.

Таблица 4.15 - Результаты теста по критерию Хи-квадрат для логарифмически нормального закона распределения

$\underline{x}_m := \min(x)$	- параметр логарифмически нормального закона распределения находим как минимальное значение выборки	
$\varepsilon = -17.14$		
$f(x, \mu, \sigma, \varepsilon) := \frac{1}{\sigma \cdot (x - \varepsilon) \cdot \sqrt{2 \cdot \pi}} \cdot e^{-\frac{[\ln((x - \varepsilon)) - \mu]^2}{2 \cdot \sigma^2}}$	- плотность логарифмически нормального распределения	
$\underline{\mu} := \frac{1}{N} \cdot \sum_{i=2}^N \ln(x_i - \varepsilon)$	$\mu = 2.816$	- математическое ожидание
$\sigma^2 := \left[\frac{\sum_{i=2}^N (\ln(x_i - \varepsilon))^2}{N} - \left(\frac{\sum_{i=2}^N \ln(x_i - \varepsilon)}{N} \right)^2 \right]^{\frac{1}{2}}$	$\sigma^2 = 0.518$	- квадрат среднеквадратического отклонения (дисперсия)
$\underline{\sigma} := \sqrt{\sigma^2}$	$\sigma = 0.72$	- среднеквадратическое отклонение
$i := 2..N$ $\underline{y}_i := x_i - \varepsilon$		
$Pf := \frac{1}{y_i \cdot \sigma \cdot \sqrt{2 \cdot \pi}} \cdot e^{-\frac{(\ln(y_i) - \mu)^2}{2 \cdot \sigma^2}}$		

Построение гистограммы показано в табл.4.16. Для построения гистограммы определяем значение математического ожидания и среднеквадратического отклонения с помощью встроенных функций Mathcad $\text{mean}(x)$ и $\text{var}(x)$:

Формирование нормированной гистограммы: $f_y := \text{hist}(\delta y, y)$ показано на рис.4.12.

Таблица 4.16. Построение гистограммы

Определяем количество интервалов по формуле Старджеса:		
$k := 3.3 \cdot \log(N) + 1$	$k = 7.954$	
$k := \text{round}(k)$	$k = 8$	
Минимальное значение:	$Y_{\min} := \min(y)$	$Y_{\min} = 0$
Максимальное значение:	$Y_{\max} := \max(y)$	$Y_{\max} = 37.15$
Диапазон изменения нормированной выборки:	$R_y := Y_{\max} - Y_{\min}$	$R_y = 37.15$
Длина интервала:	$\Delta y := \frac{R_y}{k}$	$\Delta y = 4.644$
Номера интервалов:	$j_y := 1..k$	
Формирование абсцисс:	$\delta y_{j_y} := Y_{\min} + \frac{\Delta y}{2} \cdot (2j_y - 1)$	
$m1 := \text{mean}(y)$	- среднее значение	
$\sigma1 := \text{var}(y)$	- дисперсия	

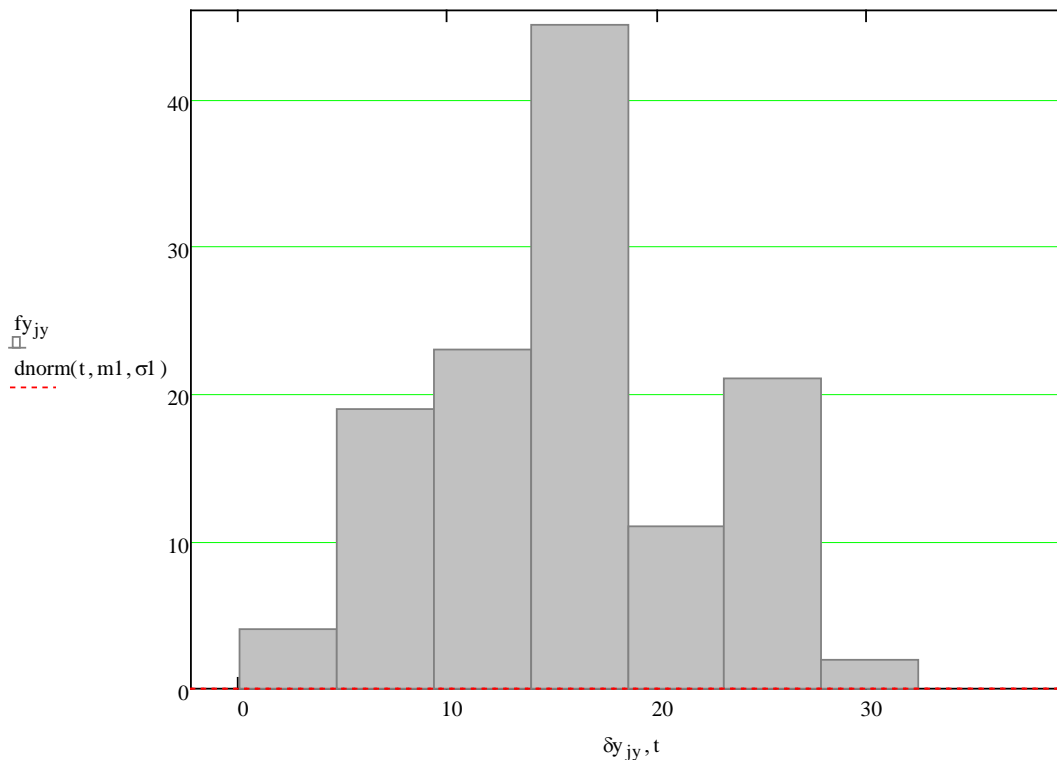


Рисунок 4.12 – Нормированная гистограмма отклонения от курсовой зоны в точке касания ВПП

Результаты теста по критерию Хи-квадрат для логарифмически нормального закона распределения сведены в табл.4.17.

Таблица 4.17. Результаты теста по критерию Хи-квадрат

Определение теоретической частоты:	
$\text{Chast} := \frac{fy}{N}$	$\text{Chast}^T = (0.031 \ 0.148 \ 0.18 \ 0.352 \ 0.086 \ 0.164 \ 0.016)$
Определение вероятности попадания в интервал:	
$Pf := \frac{1}{(x_1 - \varepsilon) \cdot \sigma \cdot \sqrt{2 \cdot \pi}} \cdot e^{-\frac{[\ln((x_1 - \varepsilon)) - \mu]^2}{2 \cdot \sigma^2}}$	
$p_{jy} := \text{plnorm}[Y_{\min} + (jy + 1) \cdot \Delta y, 0, 1] - \text{plnorm}(Y_{\min} + jy \cdot \Delta y, 0, 1)$	
$p_1 := \text{plnorm}(\delta y_1, 0, 1) - \text{plnorm}(Y_{\min}, 0, 1)$	
$p_1 := \text{plnorm}(\delta y_2, 0, 1) - \text{plnorm}(\delta y_1, 0, 1)$	
$p_2 := \text{plnorm}(\delta y_3, 0, 1) - \text{plnorm}(\delta y_2, 0, 1)$	
$p_3 := \text{plnorm}(\delta y_4, 0, 1) - \text{plnorm}(\delta y_3, 0, 1)$	
$p_4 := \text{plnorm}(\delta y_5, 0, 1) - \text{plnorm}(\delta y_4, 0, 1)$	
$p_5 := \text{plnorm}(\delta y_6, 0, 1) - \text{plnorm}(\delta y_5, 0, 1)$	
$p_6 := \text{plnorm}(\delta y_7, 0, 1) - \text{plnorm}(\delta y_6, 0, 1)$	
$p_7 := \text{plnorm}(\delta y_8, 0, 1) - \text{plnorm}(\delta y_7, 0, 1)$	
$p_8 := \text{plnorm}(Y_{\max}, 0, 1) - \text{plnorm}(\delta y_8, 0, 1)$	
$p_9 := \text{plnorm}(Y_{\max}, 0, 1) - \text{plnorm}(\delta y_9, 0, 1)$	
$p^T = (0.049 \ 8.7 \times 10^{-3} \ 2.478 \times 10^{-3} \ 9.094 \times 10^{-4} \ 3.921 \times 10^{-4} \ 1.891 \times 10^{-4} \ 9.918 \times 10^{-5})$	

Определение хи-квадрат критическое сведено в табл.4.18.

Таблица 4.18 - Определение хи-квадрат критическое

Hi_krit:=	Hi_krit ⁽¹⁾ if $\alpha = 0.99$		1
	Hi_krit ⁽²⁾ if $\alpha = 0.95$		1 3.84
	Hi_krit ⁽³⁾ if $\alpha = 0.9$		2 5.99
	Hi_krit ⁽⁴⁾ if $\alpha = 0.5$		3 7.81
	Hi_krit ⁽⁵⁾ if $\alpha = 0.25$		4 9.49
	Hi_krit ⁽⁶⁾ if $\alpha = 0.1$		5 11.1
	Hi_krit ⁽⁷⁾ if $\alpha = 0.05$		6 12.6
	Hi_krit ⁽⁸⁾ if $\alpha = 0.03$		7 14.1
	Hi_krit ⁽⁹⁾ if $\alpha = 0.01$		8 15.5
	Hi_krit ⁽¹⁰⁾ if $\alpha = 0.005$		9 16.9
	Hi_krit ⁽¹¹⁾ if $\alpha = 0.001$		10 18.3
			11 19.7
			12 21
			13 22.4
			14 23.7
	Hi_krit =	15 25	
		16 26.3	
		17 27.6	
		18 28.9	
		19 30.1	
		20 31.4	
		21 32.7	
		22 33.9	
		23 35.2	
		24 36.4	
		25 37.7	
		26 38.9	
		27 40.1	
		28 41.3	
		29 42.6	
		30 43.8	
Определение статистики хи-квадрат:			
$\chi^2 := \sum \left[\frac{(\text{Chast} - N \cdot p)^2}{N \cdot p} \right]$		$\chi^2 = 8.467$	
значение хи-квадрат критического при степени свободы:			
df := length(fy) - 1	df = 6	- количество определяемых параметров	
Hi_krit _{df} = 12.6			
$\chi^2 < \text{Hi_krit}_k = 1$			
Общее правило:			
df = n - 1 - r ² r := 2		0 - гипотеза отвергается;	
pchisq(χ^2 , df) < (1 - α) = 1		1 - гипотеза принимается	

По результату теста гипотеза о логарифмически нормальном распределении выборки принимается.

Таким образом, показана принципиальная возможность использования параметрической информации с бортовых регистраторов для оценки статистических характеристик параметров, характеризующих точность автоматического самолетовождения и необходимых для подтверждения соответствия эксплуатационным разрешениям [50-59].

Выводы по главе 4.

1. Показана принципиальная возможность использования информации со штатных бортовых регистраторов для оценки точности автоматического самолетовождения при производстве полетов по RVSM, PBN, CAT I – CAT III.

2. Продемонстрировано использование некоторых современных методов статистического анализа, включая модифицированный метод Никулина для оценки продольных и боковых параметров положения и движения самолета в процессе автоматического самолетовождения.

3. Показана возможность уточнения оценок отклонения самолета от заданных значений параметров положения и движения, а также принятия решений о соответствии требованиям по точности.

4. Результаты анализа могут быть использованы для научного обоснования выдачи эксплуатантам специальных эксплуатационных разрешений на полеты с использованием RVSM, PBN, CAT I – CAT III.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, в диссертационной работе представлено решение актуальной, имеющей большое значение для отрасли научной задачи по оценке соответствия точности автоматического самолетовождения требованиям эксплуатационных разрешений, требующая разработки на основе единого научно-методического аппарата новых методов и алгоритмов.

Решение научной задачи опиралось на проведенные автором и представленные в работе анализы: требований к точностным характеристикам автоматического самолетовождения ВС на этапе эксплуатации для выдачи эксплуатационных разрешений, перечня эксплуатационных разрешений, базирующихся на точности автоматического самолетовождения и методов определения соблюдения требований, возможностей использования бортовых средств регистрации параметров полета для оценки точности автоматического самолетовождения, состава и характера параметров автоматического самолетовождения, определяющих соблюдение требований эксплуатационных разрешений.

Анализ показал довольно широкий спектр и важность методов определения соблюдения требований этих разрешений, что не все эксплуатационные разрешения располагают методами определения соблюдения требований. Часть эксплуатационных разрешений используют такие методы, однако они очень сложны и дорогостоящи в реализации. В связи с этим выражена идея разработки такого метода оценки соответствия требованиям эксплуатационных разрешений в части автоматического самолетовождения, который базировался бы на анализе записей параметров полета, поступающих с бортовых средств регистрации и использовал комплексный подход к оценке точностных характеристик автоматического самолетовождения.

Сущность *метода оценки соответствия требованиям эксплуатационных разрешений в части автоматического самолетовождения воздушных судов гражданской авиации* заключается в:

- использовании для решения этой задачи штатных бортовых средств регистрации параметров, а также интегральных систем управления техническим состоянием самолета;
- разработке математических моделей движения самолета в основных режимах автоматического самолетовождения для оценки точностных характеристик;
- сборе и статистической обработке информации о параметрах автоматического самолетовождения (высоте полета, боковому отклонению от линии заданного пути, отклонениях от равносигнальных линий курса и глиссады и т.д.);
- принятии решения о значимых отклонениях параметров автоматического самолетовождения от требуемых значений в течение значимых промежутков полета;
- анализе текущего технического состояния бортового оборудования с учетом соблюдения перечня минимального оборудования (ПМО) и его влияния на выполнение требований эксплуатационных разрешений;
- принятии решения о нарушении эксплуатационных разрешений и выдаче рекомендаций о приостановке действия этих разрешений для конкретного борта ВС или авиакомпании в целом.

В отличие от существующих методов, разработанный метод не требует применения наземных радиотехнических средств и необходимости пролета над ними для тестовых измерений, автономных специальных средств и необходимости осуществления измерений в тестовых полетах. Предлагаемый метод позволяет решать задачу в плановом порядке в рамках существующих процедур сбора и обработки полетной информации в системе обработки полетной

информации и существенно упрощает работу авиационных властей по мониторингу соблюдения требований эксплуатационных разрешений.

В процессе разработки метода сформулирована задача и разработан обобщенный алгоритм оценки точностных характеристик параметров полета. Проведен анализ существующих методов расчета и оценки функций распределения случайных величин для оценки точностных характеристик параметров полёта автоматического самолетовождения. Разработаны алгоритмы проверки критерия Хи-квадрат, проведено обоснование использования модифицированного критерия Хи-квадрат М.Никулина. Разработаны алгоритмы проверки модифицированного критерия согласия Никулина для оценки параметров полета, алгоритм оценки вида семейств логарифмически нормального распределения параметров полета.

Показана принципиальная возможность использования информации со штатных бортовых регистраторов для оценки точности автоматического самолетовождения при производстве полетов по RVSM, PBN, CAT I – CAT III. Продемонстрировано использование некоторых современных методов статистического анализа, включая модифицированный метод Никулина для оценки продольных и боковых параметров положения и движения самолета в процессе автоматического самолетовождения.

Результаты диссертационной работы могут быть использованы для научного обоснования выдачи или приостановки специальных эксплуатационных разрешений на полеты с использованием RVSM, PBN, CAT I – CAT III и ряда других эксплуатационных разрешений.

Список сокращений

ACMS – Aircraft Control and Monitoring Systems - интегральная система управления техническим состоянием (ИСУТС);

CATI - CATII - осуществление автоматических посадок по категориям ИКАО;

EDTO/ETOPS - Extended Twin OperationS/Extended Diversion Time Operations - производство полетов по нормам самолетов с газотурбинными двигателями продолжительностью более 60 мин до запасного аэродрома на маршруте с увеличенным временем ухода на запасной аэродром и к производству полетов на двухмоторном самолёте над малоориентированной местностью;

EFB - Electronic Flight Bag - электронная система бортовой документации;

EGPWS - Enhanced ground proximity warning systems - система предупреждения о приближении земли;

GNSS - глобальная навигационная спутниковая система;

INS - инерциальная навигационная система;

MEL - минимальный перечень оборудования – минимальный перечень оборудования;

PBN - Performance-based Navigation - производство полетов с использованием навигации, основанной на характеристиках;

RNAV – метод зональной навигации;

RNP – метод зональной навигации;

RVSM - Reduced Vertical Separation Minimum - производство полетов с использованием норм сокращенного минимума вертикального эшелонирования;

TCAS - Traffic alert and Collision Avoidance Systems - производство полетов с использованием бортовых систем предупреждения столкновений;

АТ - авиационная техника;

БСПП - бортовые средства регистрации параметров;

БСТО - бортовая система технического обслуживания;

ВС - воздушно судно;

ВСК (ВІТЕ - Built In Test Equipment) - встроенные средства контроля;

ГА - гражданская авиация;

ИКАО - международная организация гражданской авиации;

КБО - комплекс бортового оборудования;

МСРП - многоканальные системы регистрации параметров;

НАСК - наземная автоматизированная система контроля;

ПМО – программно-математическое обеспечение;

ПО - программное обеспечение;

САУ - система автоматического управления;

СКО - среднеквадратичное отклонение;

СОПИ - система обработки полетной информации;

СЭК - система эксплуатационного контроля;

ТОиР - техническое обслуживание и ремонт;

ФАП – федеральные авиационные правила;

ЭА - Экспресс-анализ.

Список литературы

1. Барзилович Е.Ю., Савенков М. В. Статистические методы оценки состояния авиационной техники. – М.: Транспорт, 1987 – 240 с.
2. Барлоу Р., Прошан Ф. Статистическая теория надежности и испытания на безотказность. – М.: Наука, 1984 – 328 с.
3. Быстров С. А., Хуснетдинов И. С. Методы и средства объективного контроля. Учебное пособие М.: ВВИА имени профессора Н. Е. Жуковского, 2008 – 239 с.
4. Большев Л.Н., Мирвалиев М. Теория вероятностей и ее применения. 1978. Т23. №3. С. 481-494.
5. Большев Л.Н., Смирнов Н.В. Таблицы математической статистики. – М.: Наука, 1983 – 417 с.
6. Боровков А. А. О мощности критерия χ^2 при увеличении числа групп//Теория вероятностей и ее применение. - 1977. - Т. XXII. - № 2. - С. 375 – 378 с.
7. Вентцель Е.С., Овчаров Л.А. Теория вероятностей и ее инженерные приложения. – М.: Наука, 1988 – 464 с.
8. Виленкин С.Я. Статистическая обработка результатов исследования случайных функций. – М.: Энергия, 1979. – 320 с.
9. Воинов В.Г., Никулин М.С. LOMI Preprint. E-8-87. – Leningrad, 1987. 29p.
10. Воинов В.Г., Никулин М.С. В кн.: Исследования по математической статистике. 9. – Л.: Наука, 1990. С. 62-79.
11. Воинов В.Г., Никулин М.С. Несмещенные оценки и их применения. М.: Наука. 1989 – 440с.
12. Воинов В.Г., Никулин М.С. Тезисы докладов Всероссийской научно-технической конференции. Пермь: 1990. Т.1. С.22-23.
13. Воробьев В.Г., Зыль В.П., Кузнецов СВ. Основы теории технической эксплуатации пилотажно-навигационного оборудования. М.: Транспорт, 1999 – 334 с.

14. Воробьев В.Г., Кузнецов С.В. Автоматическое управление полетом самолетов. – М.: Транспорт, 1995 – 448 с.
15. Воробьев В.В., Беляцкая А.П., Суполка А.А. Методика устранения отклонений воздушного судна при предпосадочном снижении для предотвращения происшествий категории CFIT. Научный вестник МГТУ ГА. 2020;23(4):33-44. [Электронный ресурс] URL <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2020-23-4-33-44> (дата обращения 26.11.2021).
16. Ганьшин В.Н., Русол В.А., Липин А.В. Применение методов математической статистики в авиационной практике. – М.:Транспорт, 1993, - 191 с..
17. Гмурман В. Е. Теория вероятностей и математическая статистика - М.: Юрайт , 2010 – 480 с.
18. Глухов В.В., Марасанов Л.О. Отчёт о научно-технической работе «Разработка оптимизированных алгоритмов оценки точностных характеристик автоматизированных режимов полёта ВС ГА» М.: МГТУГА 2012 г -112с.
19. Глухов В.В., Марасанов Л.О. Применение модифицированного критерия согласия хи-квадрат (критерий Никулина) для оценки точностных характеристик летательных аппаратов. Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества. Тезисы докладов международной научно-технической конференции, посвященной 35-летию со дня основания университета. - М: МГТУГА 2006 г.
20. Гринвуд П., Никулин М.С. В кн.: Проблемы теории вероятностных распределений. Л.: Наука. 1987. С. 49-71.
21. ГОСТ20911-89. Техническая диагностика. Основные термины и определения. - М.: Издательство стандартов.
22. ГОСТ23564-79. Техническая диагностика. Показатели диагностирования. - М.: Издательство стандартов.
23. ГОСТ 19919-74. Контроль автоматизированный технического состояния изделий авиационной техники. Термины и определения. - М.: Издательство стандартов.

24. Деятельность РМА «Евразия» ГосНИИГА. // [Электронный ресурс] URL <http://gosniiga.ru/news/deyatelnost-rma-evraziya/> (дата обращения 26.11.2021).
25. Джонсон Н., Лион Ф. Статистика и планирование эксперимента в технике и науке: Методы планирования эксперимента. – М.: Мир, 1981.
26. Документ 9613 ИКАО. Инструкция по выполнению навигационной точности, необходимой для управления в пределах определенного воздушного пространства. // [Электронный ресурс] URL <https://store.icao.int/en/performance-based-navigation-pbn-manual-doc-9613> (дата обращения 26.11.2021).
27. Документ ИКАО 9863 "Руководство по бортовой системе предупреждения столкновений БСПС". 2006. // [Электронный ресурс] URL https://www.icao.int/Meetings/anconf12/Document%20Archive/9863_cons_en.pdf (дата обращения 26.11.2021).
28. Европейская организация по аэронавигационной безопасности. Eurocontrol. Руководство УВД по применению Сокращенного Минимума Вертикального Эшелонирования (RVSM) в Европе. 1999. // [Электронный ресурс] URL https://favt.gov.ru/public/materials/5/d/e/c/f/5decfaaed2c2450994_cc01602ee16a4e.pdf (дата обращения 26.11.2021).
29. Единые требования к системам обработки и анализа полетной информации. Одобрены постановлением Совета по авиации и использованию воздушного пространства от 29.10.93, введены в действие указанием ДВТ МТ РФ от 14.01.94 № ДВ-7
30. Жданюк Б.Ф. Основы статистической обработки траекторных измерений. – М.:Сов.Радио, 1978 - 384 с.
31. Задачи и структура лётных испытаний самолетов и вертолетов. Под. Ред. А.Д. Миронова – М.: Машиностроение, 1982 — 144 с.
32. Закс Л. Статистическое оценивание. – М.: Статистика. 1976 – 600с.
33. Ивахненко А.Г., Юрачковский Ю.П. Моделирование сложных систем по экспериментальным данным. – М.:Радио и связь, 1987 – 124 с.
34. Исследования макета программного обеспечения функции интегрированной системы управления техническим состоянием для одной

системы (бортовая часть). Отчет о НИР. Шифр «борт-функции-МГТУГА-2019». М. МГТУ ГА 2019. 200 с.

35. Карасев К.В., Титов А.Н., Ильин А.П., Кузнецов А.А. О вопросе вертикальной навигации. Научный вестник ГосНИИГА. 2020. №31. С. 149-60.

36. Кравцов В.В. Оценка общего риска катастроф воздушных судов при внедрении RVSM в российской федерации и регионе Евразия // Научный Вестник МГТУ ГА. 2011. №174. с. 84-90.

37. Крамер Г. Математические методы статистики. Пер. с англ. 2-ое изд. – М.:Мр, 1975 - 648 с.

38. Кремер Н.Ш. Теория вероятностей и математическая статистика. – М.: Юнити-Дана, 2001 - 265 с.

39. Кендалл М. Дж., Стюарт А. Статистические выводы и связи. – М.: Наука, 1973 - 466 с.

40. Кирпичев И.Г., Петров Д.В., Чинючин Ю.М. Многофункциональная интегрированная платформа сопровождения технической эксплуатации воздушных судов. Научный вестник МГТУ ГА. 2020;23(6):28-39. <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2020-23-6-28-39>.

41. Кузнецов С.В., Марасанов Л.О. Эксплуатационные аспекты производства полетов с использованием RVSM, PBN, CATII и CATIII, EDTO/ETOPS, TCAS, EGPWS И EFB // В книге: Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества. Сборник тезисов докладов участников Международной научно-технической конференции, посвященной 45-летию Университета. 2016.с. 112.

42. Кузнецов С.В., Марасанов Л.О., Перегудов Г.Е. Научно-практические аспекты производства полетов с использованием RVSM, PBN, CATII и CATIII, EDTO/ETOPS, TCAS, EGPWS И EFB. // Научный вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20. № 1. с. 177-185.

43. Кушельман В.Я., Стулов А.В. Реализация концепции PBN ИКАО в гражданской авиации России // Научный Вестник ГосНИИ ГА. 2015. №7 (318). С. 74-80.

44. Лебедев Б.В., Соломенцев В.В., Стратиенко А.Н. Исследование метода контроля вертикального эшелонирования воздушных судов на основе использования АЗН-В // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. №213 (3). С. 135-140.
- Лемешко Б. Ю., Чимитова Е. В. Максимизация мощности критериев типа χ^2 . Доклады Сибирского отделения Академии наук высшей школы. - Новосибирск, 2000. - № 2. - С. 53 – 61.
45. Лемешко Б. Ю., Лемешко С. Б., Никулин М. С., Сааидиа Н., “Моделирование распределений статистик непараметрических критериев согласия при проверке сложных гипотез относительно обратного гауссовского закона”, Автоматика и телемеханика, 2010, 7, с 83–102.
46. Лётные испытания систем пилотажно-навигационного оборудования. Е.Г. Харин, П.М. Цветков, В.К. Волков и др. – Машиностроение, 1986 – 136 с.
47. Ли. Р. Оптимальные оценки, определение характеристик и управление. Пер. с англ. – М.:Наука, 1966 – 176 с.
48. Мазин В.Д. Планирование измерений и обработка результатов эксперимента. – СПб, 1992 – 82 с.
49. Майоров А.В. Расследование авиационных происшествий и инцидентов. - М.: МГТУ ГА, 2003. - Ч. 1 и 2.
50. Марасанов, Л.О. Оптимизация группирования выборки для определения оценок параметров распределения / Л.О. Марасанов, В.В. Глухов // Научный вестник МГТУГА — 2007. — № 121. — С. 173-175.
51. Марасанов Л.О., Глухов В.В. Определение мощности модифицированного критерия согласия хи-квадрат (критерия Никулина) при оценке точностных характеристик летательных аппаратов. Гражданская авиация на современном этапе развития науки, техники и общества. Тезисы докладов международной научно-технической конференции, посвященная 85-летию гражданской авиации России. – М.: МГТУГА, 2008г.
52. Марасанов Л.О. Оценка качества производства полетов по нормам RVSM, PBN, CATII и CATIII на основе модифицированного критерия Никулина. // Научный вестник МГТУ ГА. 2017. Т. 20. 6. с. 63-72.

53. Марасанов, Л.О. Применение модифицированного критерия согласия хи-квадрат для определения вида функции распределения / Л.О. Марасанов, В.В. Глухов // Научный вестник МГТУГА — 2007. — № 121. — С. 94-102.

54. Марасанов Л.О. Применение модифицированного критерия согласия хи-квадрат (критерий Никулина) для оценки точностных характеристик летательных аппаратов. Научно-практическая конференция студентов и молодых учёных МАИ «Инновации в авиации и космонавтике-2011» Тезисы докладов научно-технической конференции. – М.: МЭЙЛЕР, 2011г.

55. Марасанов Л.О. Применение критерия согласия Никулина-Рао для оценки качества выполнения полётов ВС. Научно-практическая конференция студентов и молодых учёных МАИ «Инновации в авиации и космонавтике-2012» Тезисы докладов научно-технической конференции. – М.: МЭЙЛЕР, 2012 г.

56. Марасанов Л.О. Применение модифицированного критерия согласия Хи-квадрат (критерия Никулина) для оценки точностных характеристик ЛА. В книге: XIX Международная телекоммуникационная конференция молодых ученых и студентов "МОЛОДЕЖЬ И НАУКА". Тезисы докладов. Ответственный редактор О.Н. Голотюк. 2015. С. 225-226.

57. Марасанов Л.О. Разработка программного обеспечения для реализации алгоритма оценки точностных характеристик летательных аппаратов (ЛА) на основе модифицированного критерия хи-квадрат. Материалы конкурса научно – технических работ и проектов молодых ученых и специалистов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики». <http://www.mai.ru> 2009 г.

58. Марасанов, Л.О. Совершенствование оценок точностных характеристик автоматических режимов полета летательных аппаратов на основе критерия Никулина-Рао / Л.О. Марасанов // Научный вестник МГТУГА — 2009. — № 148. — С. 62-70.

59. Марасанов Л.О. Применение модифицированного критерия согласия хи-квадрат (критерий Никулина-Рао) для оценки точностных характеристик автоматизированных режимов полета / Л.О. Марасанов // Научный вестник МГТУГА — 2012. — № 185. — С. 43-47.

60. Методология лётных испытаний пилотажно-навигационного оборудования самолётов и вертолётов. Под ред. Новодворского Е.П. - М.:Машиностроение, 1984 - 68 с.

61. Мирвалиев М. Никулин М.С. Теория вероятностей и ее инженерные приложения. 1991. С.52-58.

62. Никулин М.С. Критерий Хи-квадрат для непрерывных распределений с параметрами сдвига и масштаба. Теория вероятностей и ее применение. – 1973. т.18, №3, с.583-591.

63. Никулин М.С. О квантильном критерии. Теория вероятностей и её применение, 1974, т.19, №2, с.431-434.

64. Никулин М.С. О критерии хи-квадрат для непрерывных распределений. Теория вероятностей и её применение, 1973, т.18, №3, с.675-676.

65. Никулин М.С. Критерий Хи-квадрат для проверки нормальности. В кн.: Тезисы докладов Международной конференции по теории вероятностей и математической статистике. Вильнюс: 1973. Т.2. С.119-122.

66. Никулин М.С. Теория вероятностей и ее инженерные приложения. 1973. Т18. №3. С.583-591.

67. Никулин М.С. Теория вероятностей и ее инженерные приложения. 1974. Т19. №2. С.431-434.

68. Никулин М.С. Теория вероятностей и ее применения. 1973. Т18. №3. С. 675-676.

69. Новицкий П.В., Зограф И.А. Оценка погрешностей результатов измерений. – Л.:Энергоатомиздат, 1985 – 248 с..

70. Новодворский Е. П., Харин Е. Г. Методология лётных испытаний пилотажно-навигационного оборудования самолетов и вертолетов - М.: Машиностроение, 1984 – 115 с.

71. Нормы лётной годности самолётов НЛГС-3 Гарант Ру. // [Электронный ресурс] URL <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/400112467/> (дата обращения 26.11.2021).

72. Основные характеристики бортовых систем автоматического управления. Программа определения основных вероятностных характеристик параметров посадки самолёта Ту-154 (III кат. ИКАО). Отчёт о НИР. - М.:МИИГА, 1983. 96 с.
73. Очков В.Ф. Mathcad для студентов и инженеров. – СПб.: БХВ-Петербург, 2009 – 528 с.
74. Павлов Н.В. Будущее бортового радиоэлектронного оборудования. Авиационные системы. Год: 2020. Номер: 10. С. 43-46.
75. Патрикеев С. А. Возможности инновационных систем бортовых измерений при наземных и лётных испытаниях. Вестник МАИ. 2018. Т. 25. № 1. С. 76-83.
76. Петрович М.Л., Давидович М.И. Статистическое оценивание и проверка гипотез на ЭВМ. – М.: Финансы и статистика, 1989 - 191 с.
77. Перечень параметров разовых команд регистрируемых системой МСРП-А-02 на изделие '204'. Руководство по ТЭ. 1987. 900 с.
78. Письмо Федерального агентства воздушного транспорта от 30 мая 2017 г. N Исх-11821/03. О направлении ежеквартальных и годовых письменных отчетов о характеристиках надежности и безотказности самолетов и двигателей, допущенных к выполнению полетов по правилам ETOPS/EDTO, с указанием выполненных корректирующих действий по результатам расследований происшедших с ВС инцидентов и отказов ETOPS/EDTO значимых систем. 22 августа 2017г. Гарант Ру. // [Электронный ресурс] URL <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/71637256/> (дата обращения 26.11.2021).
79. План внедрения навигации, основанной на характеристиках (PBN) в воздушном пространстве Российской Федерации. Росавиация. 15. Ноября 2013. // [Электронный ресурс] URL <https://favt.gov.ru/deyatelnost-vnedrenie-pbn/?id=680> (дата обращения 26.11.2021).
80. Плис А.И. Сливина Н.А. Mathcad2000. Математический практикум для экономистов и инженеров. – М.: Финансы и статистика, 2000, - 400 с.

81. Приказ Минтранса РФ от 3 мая 2012 г. N 125 "Об утверждении Порядка контроля за характеристиками выдерживания высоты воздушными судами (мониторинга), выполняющими полеты в условиях сокращенного интервала вертикального эшелонирования в воздушном пространстве Российской Федерации". 9 июня 2012. Гарант Ру. // [Электронный ресурс] URL <https://base.garant.ru/70190386/> (дата обращения 26.11.2021).

82. Приказ Минтранса РФ от 31 июля 2009 г. N 128 "Об утверждении Федеральных авиационных правил "Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации" (с изменениями и дополнениями 22 апреля 2020). Гарант Ру. // [Электронный ресурс] URL <https://base.garant.ru/196235/> (дата обращения 26.11.2021).

83. Погосян М. А., Верейкин А. А. Управление положением и движением летательных аппаратов в системах автоматической посадки: Аналитический обзор. Вестник МАИ. 2020. Т. 27. № 3. С. 7-22.

84. Приказ Минтранса России от 13.08.2015 N 246 (ред. от 20.09.2016) "Об утверждении Федеральных авиационных правил "Требования к юридическим лицам, индивидуальным предпринимателям, осуществляющим воздушные коммерческие перевозки. Форма и порядок выдачи документа, подтверждающего соответствие юридических лиц, индивидуальных предпринимателей, осуществляющих воздушные коммерческие перевозки, требованиям федеральных авиационных правил" (Зарегистрировано в Минюсте России 07.10.2015 N 39163)

85. Приказ ФСВТ РФ от 17.08.1999 N 33 "О совершенствовании организации работ по сбору, обработке и анализу полетной информации" (вместе с "Порядком испытаний и внедрения специального программного обеспечения систем обработки полетной информации") (Зарегистрировано в Минюсте РФ 21.09.1999 N 1909)

86. Приказ ФСВТ РФ от 30.05.2000 № 160 «О проведении мероприятий по обеспечению работоспособности бортовых самописцев гражданских ВС».

87. Приказ ФАС России от 16.08.96 № 42 "О выполнении авиакомпаниями, эксплуатирующими воздушные суда иностранного

производства, требований Приказов Министра транспорта РФ от 28.04.95 № 44 и ДВТ от 25.10.95 № ДВ-111"

88. Пугачёв В.С., Казаков Е.И., Евланов Л.Г. Основы статистической теории автоматических систем. – М.:Машиностроение, 1974 – 400 с.

89. Разработка макета программного обеспечения функции интегрированной системы управления техническим состоянием для одной системы (бортовая часть). Шифр «Борт-функции-МГТУГА-2018». «Разработка макета программного обеспечения функции интегрированной системы управления техническим состоянием для одной системы (бортовая часть)» (заключительный) Отчет о НИР. М. МГТУ ГА 2018. 160 с.

90. Разработка макета программного обеспечения функции интегрированной системы управления техническим состоянием, учитывающего достоверность контроля. Отчет о НИР. Шифр «Борт-технологии-УЖЦ-УТС-2020». М. МГТУ ГА 2020. 120 с.

91. РД 50-204-87. Руководящий документ по стандартизации. Сбор и обработка информации о надежности изделий в эксплуатации. Методические указания. – Издательство стандартов, 1987.

92. Реестр специального программного обеспечения систем обработки полетной информации, допущенного к использованию в авиапредприятиях Российской Федерации ФАУ «Авиационный регистр Российской Федерации». // [Электронный ресурс] URL <http://www.aviaregistr.ru/index.php/dokumenty/reestry-spo> (дата обращения 26.11.2021).

93. Рекомендуемые технические требования к воздушным судам для полетов в системе точной зональной навигации (P-RNAV) в европейском регионе при действии нормативов RNP-1. Документ ИКАО.

94. Рекомендации по стандартизации. Прикладная статистика. Правила проверки согласия опытного распределения с теоретическим. Критерии типа Хи-квадрат. ГОСТ 50.1.033-2001.

95. Руководство по всепогодным полетам/ Doc 9365 AN/910 ИКАО/ 2013. // [Электронный ресурс] URL http://aerohelp.ru/sysfiles/374_197.pdf (дата обращения 26.11.2021).
96. Руководство по навигации, основанной на характеристиках (PBN). Doc 9613. AN/937. // [Электронный ресурс] URL 2008. <http://libed.ru/knigi-nauka/318886-1-doc-9613-an-937-rukovodstvo-navigacii-osnovannoy-harakteristikah-rbn-utverzhdno-generalnim-sekretarem-opubli.php> (дата обращения 26.11.2021).
97. Руководство по применению минимума вертикального эшелонирования в 300 м (1000 фут) между ЭП 290 и ЭП 410 включительно. Процедура допуска к полетам в условиях RVSM. Док. ИКАО №9574. // [Электронный ресурс] URL http://aerohelp.ru/sysfiles/374_223.pdf. (дата обращения 26.11.2021).
98. Руководство по организации сбора, обработки и использования полетной информации в авиапредприятиях гражданской авиации Российской Федерации. – М.: Воздушный Транспорт, 2001.
99. Руководство по организации сбора, обработки и использования полетной информации в авиапредприятиях гражданской авиации Российской Федерации" (утв. распоряжением Минтранса России от 31.07.2001 N HA-296-р).
100. Скрышник О.Н., Нечаев Е.Е., Арефьева Н.Г., Арефьев Р.О. Алгоритмы оптимизации траекторий воздушных судов при гибкой маршрутизации. Научный вестник МГТУ ГА. 2019;22(5):19-31. <https://doi.org/10.26467/2079-0619-2019-22-5-19-31>.
101. Сэйдж Э. П., Меле Д. Теория оценивания и ее применение в связи и управлении. Пер. с англ. - М.: Связь, 1976. - 496 с.
102. Тихонов А.Н., Уфимцев М.В. Статистическая обработка результатов экспериментов. – М.: Изд-во Моск. Ун-та, 1988 – 174 с.
103. Требования к навигационному обеспечению воздушных судов. // [Электронный ресурс] URL www.basictech.ru // (дата обращения 26.11.2019).

104. Указание ДВТ МТ РФ от 26.10.93 № ДВ-6.1-104 Методические рекомендации и уточненные критерии оперативной оценки величины перегрузки при приземлении самолетов (вторая редакция).

105. Федеральные авиационные правила (ФАП-21) / Гарант Ру. // [Электронный ресурс] URL <https://base.garant.ru/72701980/> (дата обращения 26.11.2021).

106. Федеральные авиационные правила «Требования к юридическим лицам, индивидуальным предпринимателям, осуществляющим техническое обслуживание гражданских воздушных судов. Форма и порядок выдачи документа, подтверждающего соответствие юридических лиц, индивидуальных предпринимателей, осуществляющих техническое обслуживание воздушных судов, требованиям федеральных авиационных правил» Приказ МТ РФ (МИНТРАНС РОССИИ) № 285 от 25 Сентября 2015 "/>Гарант Ру. // [Электронный ресурс] URL <https://base.garant.ru/71216992//> (дата обращения 26.11.2021).

107. Федеральные авиационные правила "Подготовка и выполнение полетов в гражданской авиации Российской Федерации Приказ МТ РФ (МИНТРАНС РОССИИ) № 128 от 31 июля 2012 года (ред. от 18.07.2017) "/>Гарант Ру. // [Электронный ресурс] URL <https://base.garant.ru/196235/b89690251be5277812a78962f6302560//> (дата обращения 26.11.2021).

108. Федосеев Е. П. Бортовые вычислительные системы, построенные по идеологии интегрированной модульной авионики с высоким уровнем безопасности. Труды ГосНИИАС. Серия: Вопросы авионики. Год: 2020. Номер: 5 (51). С 3-22.

109. Хан Г., Шапиро С. Статистические модели в инженерных задачах - М.: Мир, 1969 – 396 с.

110. . Харин Е.Г. Справочная библиотека авиационного инженера-испытателя. Лётные испытания систем пилотажно-навигационного оборудования. – М.:Машиностроение,1986 – 128 с.

111. Чикагская конвенция. Приложение 6. Эксплуатация воздушных судов. Часть 1. Международный коммерческий воздушный транспорт. Издание 9. 2010. // [Электронный ресурс] URL http://www.bpl.ru/asmap/Annexes//an06_p1_cons_ru.pdf (дата обращения 26.11.2021).
112. Чикагская конвенция. Приложение 11. Обслуживание воздушного движения. Издание 13. 2011. // [Электронный ресурс] URL http://www.bpl.ru/asmap/Annexes//an11_cons_ru.pdf (дата обращения 26.11.2021).
113. Шалыгин А.С., Палагин Ю.И. Прикладные методы статистического моделирования. - Л.: Машиностроение. Ленинградское отд-ние, 1986 – 320 с.
114. Палагин Ю. П., Шалыгин А. С. Эффективные оценки математического ожидания и дисперсии случайных процессов.- В кн.: Методы представления и аппаратный анализ случайных процессов и полей. Тез. докл. IX Всесоюзн. симпоз. Л.: - 1976, - с. 72-77
115. Шапиро Е.И. Непараметрические оценки плотности вероятности в задачах обработки результатов наблюдений // М.:Зарубежная радиоэлектроника. – 1976 - №2 – С.3.
116. ЩигOLEв Б.М. Математическая обработка результатов наблюдений. - М.: Наука, 1972 – 382 с.
117. AIP (Aeronautical Information Publication Russian Federation)/ Сборник аэронавигационной информации «РОССИЯ» в электронном формате/ WFB UF/ 2021/ // [Электронный ресурс] URL <http://www.caica.ru/AeroInfoRusCis/?lang=en> (дата обращения 26.11.2021).
118. V. Bagdonavičius, M. Nikulin, A. Zerbet, “On outliers detection for location-scale and shape-scale families”, Зап. научн. сем. ПОМИ, 442 (2015), 5–17 ; J. Math. Sci. (N. Y.), 225:5 (2017), 723–732, 2012
119. V. Bagdonavičius, R. Levulienė, M. S. Nikulin, Q. X. Tran, “On chi-squared type tests and their applications in survival analysis and reliability”, Зап. научн. сем. ПОМИ, 408 (2012), 43–61; J. Math. Sci. (N. Y.), 199:2 (2014), 88–99, 2011

120. V. Bagdonavičius, R. Levulienė, M. Nikulin, “Asymptotic analysis of a new dynamic semiparametric regression model with cross-effects of survivals”, *Зап. научн. сем. ПОМИ*, 384 (2010), 29–39; *J. Math. Sci. (N. Y.)*, 176:2 (2011), 117–123
121. Drost F. Asymptotics for generalized chi-squared goodness-of-fit test. *CWI Tract 48*. – Amsterdam 1988. 104p.
122. Greenwood P., Nikulin M.S. *Guide to Chi-square Testing*. Technical report 94. Department of Statistics, the University of British Columbia, Vancouver, Canada. 1990 – 199p.
123. Li Dongbin. Collision risk research on crossing track based on PBN. *Proceeding of the 11th World Congress on Intelligent Control and Automation*. Year: 2014.
124. Nikulin M.S. *Statistique des processus en milieu medical*. Seminar 89-90, Paris 5, 1990 p.176 – 198p.
125. Nikulin M.S. Technical report of the Department of Math & Stat. Queen’s University at Kingston, Ontario, Canada. 1991 – 74p.
126. M. S. Nikulin, R. Tahir, “Application of Sedyakin's model and Birnbaum–Saunders family for statistical analysis of redundant systems with one warm stand-by unit”, *Зап. научн. сем. ПОМИ*, 396 (2011), 155–171; *J. Math. Sci. (N. Y.)*, 188:6 (2013), 724–734, 2010
127. Ralf H. Mayer, Dennis J. Zondervan, Brian M. Crow, James K. Allerdice, H. Madison Walton. Development and operational transition of the first PBN-enabled departure separation standard. 2015 *Integrated Communication, Navigation and Surveillance Conference (ICNS)*. Year: 2015.
128. Rao K.C., Robson D.S. *Commun. In Statist.* 1974. V3. p.1139-1153.
129. Suchkov A., Mondoloni. S. Strategic RVSM - benefits of utilization of additional flight levels for conflict resolution during transition to domestic RVSM. *Proceedings. The 21st Digital Avionics Systems Conference*. Year: 2002. Volume: 1.
130. Wang Ru. Research on Measuring Method of RVSM Regional Waviness. *Journal of Physics: Conference Series*, Volume 1635, The 2020 6th International Forum

on Engineering Materials and Manufacturing Technology (IFEMMT) 2020, 17-19 July 2020.

131. Weijun Pan, Huaqun Chen, Tong Chen. The research of flight route capacity in RVSM airspace based on neural network. 2010 International Conference on Computer Application and System Modeling (ICCASM 2010). Year: 2010. Volume: 8.

132. WinArm - Информационные технологии безопасности полётов. [Электронный ресурс] URL http://www.winarm.ru/component/option.com_frontpage/Itemid,1/ (дата обращения 26.11.2021).

Таблица П.1.1 – Перечень регистрируемых параметров, характеризующих режимы автоматического самолетовождения

№, п/п	Идентификатор параметра (ID)	Наименование параметра (русский)	Наименование параметра (англ.)	Обозначение на схеме	Обозначение в СПО «RRJ-Express»	Частота регистрации, Гц	Размер параметра	Подкадры	Out bit	Номер слова	Диапазон изменения	Погрешность измерения	Разрешение (цена младшего разряда)	Размерность	Источник информации
		Автопилот	AVS (AFCS)												
196	197	Ведущий канал автопилота - AP1	AP1 status	MASTER STATUS - AFA1- (DCA13 (23))	Вед_канал - AFCS1	1	1	Все	9	39	0 = FALSE 1 = TRUE		дискрет		AVS #1. AVS#2
197	198	Ведущий канал автопилота - AP2	AP2 status	MASTER STATUS - AFA2- (DCA13 (23))	Вед_канал - AFCS2	1	1	Все	10	39	0 = FALSE 1 = TRUE		дискрет		AVS #1. AVS#2
198	199	Автопилот подключен	Autopilot engaged	AP_ENGAGED - AFA1/2- (DCA13 (23))	АП_ВКЛ	1	1	Все	12	167	0 = FALSE 1 = TRUE		дискрет		AVS #1. AVS#2
199	200	Выбрано директорное управление	FD selected	FD_SELECTED - AFA1/2- (DCA13 (23))	Директ_ВКЛ	1	1	Все	12	200	0 = FALSE 1 = TRUE		дискрет		AVS #1. AVS#2

№, п/п	Идентификатор параметра (ID)	Наименование параметра (русский)	Наименование параметра (англ.)	Обозначение на схеме	Обозначение в СПО «RRJ-Express»	Частота регистрации, Гц	Размер параметра	Подкадры	Out bit	Номер слова	Диапазон изменения	Погрешность измерения	Разрешение (цена младшего разряда)	Размерность	Источник информации
200	201	Автомат тяги левый (на РУД левого двигателя) включен	Autothrottle LEFT engine engaged	AT_LEFT_ENGAGED - AFA1/2- (DCA13 (23))	АТ_лев_РУД_ВКЛ	1	1	Все	10	167	0 = FALSE 1 = TRUE		дискрет		AVS #1. AVS#2
201	202	Автомат тяги правый (на РУД правого двигателя) включен	Autothrottle RIGHT engine engaged	AT_RIGHT_ENGAGED - AFA1/2- (DCA13 (23))	АТ_пр_РУД_ВКЛ	1	1	Все	9	167	0 = FALSE 1 = TRUE		дискрет		AVS #1. AVS#2
202	203	Автомат тяги включен	Autothrottle engaged	AT_ENGAGED - AFA1/2- (DCA13 (23))	АТ_ВКЛ	1	1	Все	11	167	0 = FALSE 1 = TRUE		дискрет		AVS #1. AVS#2
203	204	Режим «стабилизация скорости/ числа М» включен	SPEED/MACH mode engaged	SPEED_MODE_ENGAGED - AFA1/2- (DCA13 (23))	СТАБ_VM_ВКЛ	1	1	Все	7	143	0 = FALSE 1 = TRUE		дискрет		AVS #1. AVS#2

Таблица П.2.1 - значений векторов $y = (y_1, \dots, y_{k-1})^T$, $\varepsilon = (\varepsilon_1, \dots, \varepsilon_k)^T$,

$\omega = (\omega_1, \dots, \omega_k)^T$ для $k = 3, (1)25$.

i \ k									
		1	2	3	4	5	6	7	8
3	y	-0,4307							
	ε	3,0000	0						
	ω	0,3764	-0,7527						
4	y	-0,6745	0						
	ε	3,4040	0,8694						
	ω	0,7623	-0,7623						
5	y	-0,8416	-0,2533						
	ε	4,3607	1,6570	0					
	ω	1,1424	-0,6678	-0,9491					
6	y	-0,9674	-0,4307	0					
	ε	5,2793	2,4035	0,7468					
	ω	1,5139	-0,5330	-0,9809					
7	y	-1,0676	-0,5659	0,1800					
	ε	6,1636	3,1211	1,4375	0				
	ω	1,8766	0,3780	-0,9481	-1,1009				
8	y	-1,1503	-0,6745	-0,3186	0				
	ε	7,0243	3,8191	2,0958	0,6738				
	ω	2,2307	-0,2116	-0,8809	-1,1382				
9	y	-1,2206	-0,7647	-0,4307	-0,1397				
	ε	7,8590	4,4983	2,7303	1,3058	0			

Продолжение таблицы П.2.1 -

	ω	2,5769	-0,0385	-0,7927	-1,1305	1,2377			
10	y	-1,2816	-0,8416	-0,5244	-0,2523	0			
	ε	8,6722	5,1620	3,3469	1,9099	0,6226			
	ω	2,9158	0,1389	-0,6909	-1,0949	1,2689			
11	y	-1,3352	-0,9085	-0,6046	-0,3488	0,1142			
	ε	9,4660	5,8119	3,9487	2,4936	1,2119	0		
	ω	3,2479	0,3188	-0,5795	-1,0405	1,2737	-1,3458		
12	y	-1,3830	-0,9674	-0,6745	-0,4307	0,2104	0		
	ε	10,242	6,4494	4,5379	3,0613	1,7775	0,5836		
	ω	3,5737	0,5002	-0,4614	-0,9729	1,2557	-1,3839		
13	y	-1,4261	-1,0201	-0,7363	-0,5024	0,2934	-0,0966		
	ε	11,002	7,0755	5,1160	3,6159	2,3251	1,1398	0	
	ω	3,8936	0,6825	-0,3382	-0,8955	1,2213	-1,3957	-1,4508	
14	y	-1,4652	-1,0676	-0,7916	-0,5659	0,3661	-0,1800	0	
	ε	11,748	7,6911	5,6842	4,1593	28582	1,6754	0,5524	
	ω	4,2080	0,8651	-0,2112	-0,8107	1,1747	-1,3884	-1,4881	
15	y	-1,5011	-1,1108	-0,8416	-0,6229	0,4307	-0,2533	-0,0837	
	ε	12,480	8,2971	6,2434	4,6929	3,3793	2,1950	1,0816	0
	ω	4,5173	1,0477	-0,0814	-0,7200	1,1188	-1,3669	-1,5040	-1,5479

Таблица П.2.2 - Параметры для лог-нормального закона распределения

		1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
3	y ε ω	0.65 -2.592i -0.993	1.538 1.497i 0	1.095i							
4	y ε ω	0.509 -2.392i -1.191	1 0.862i -0.304	1.963 0.909i 0.304	0.621i 1.191						
5	y ε ω	0.431 -2.525i -1.333	0.776 0.59i -0.506	1.288 0.769i 0	2.32 0.697i 0.506	0.469i 1.333					
6	y ε ω	0.38 -2.698i -1.442	0.65 0.402i -0.657	1 0.658i -0.204	1.538 0.667i 0.204	2.631 0.58i 0.657	0.39i 1.442				
7	y ε ω	0.344 -2.872i -1.53	0.568 0.252i -0.775	0.835 0.563i -0.357	1.197 0.622i 0	1.761 0.59i 0.357	2.908 0.505i 0.775	0.34i 1.53			
8	y ε ω	0.317 -3.041i -1.603	0.509 0.124i -0.872	0.727 0.478i -0.478	1 0.573i -0.154	1.375 0.576i 0.154	1.963 0.532i 0.478	3.159 0.452i 0.872	0.305i 1.603		
9	y ε ω	0.295 -3.202i -1.666	0.465 0.011i -0.953	0.65 0.401i -0.579	0.87 0.524i -0.277	1.15 0.552i 0	1.538 0.535i 0.277	2.148 0.487i 0.579	3.389 0.413i 0.953	0.279i 1.666	
10	y ε ω	0.278 -3.355i -1.72	0.431 -0.092i -1.024	0.592 0.33i -0.664	0.776 0.476i -0.379	1 0.524i -0.123	1.288 0.526i 0.123	1.689 0.499i 0.379	2.32 0.452i 0.664	3.602 0.382i 1.024	0.259i 1.72