

Факультет АДЭТ
Кафедра "Авиационные двигатели"

**РАСЧЕТНО-ПОЯСНИТЕЛЬНАЯ ЗАПИСКА
К ВЫПУСКНОЙ КВАЛИФИКАЦИОННОЙ РАБОТЕ**

по направлению 25.03.01, Техническая эксплуатация

летательных аппаратов и двигателей

(шифр, наименование)

НА ТЕМУ: Примерение подлинной концевой аэродина-
мической поверхности на бимикрометрическом пасса-
жирском самолёте

К защите допущен

Обучающийся

Зикнатурин А.А.
(фамилия, инициалы)

(Подпись)
(подпись)

Зав. кафедрой

Гимбаров
(фамилия, инициалы)

(Подпись)
(подпись)

Руководитель выпускной квалификационной работы

Жук А.И.
(фамилия, инициалы)

(Подпись)
(подпись)

« 30 » 01 2020 г.

Факультет АЭЭТ
Кафедра "Авиационные материалы"

«УТВЕРЖДАЮ»
Зав. кафедрой Г. Гимбаров
(подпись, Фамилия И.О.)
« 7 » октября 20 19 г.

ЗАДАНИЕ

по подготовке выпускной квалификационной работы

обучающемуся Зинкатуллину Альмиру Альбертовичу группы ТЭД-505
(фамилия, имя, отчество)

1. Тема выпускной квалификационной работы: Применение подвижной концевой аэродинамической поверхности на бимиканалет-ранном пассажирском самолёте
(утверждена распоряжением факультета от 04.07.2019 № 41)

Тема спецчасти выпускной квалификационной работы Разработка технологий бимиканалетных подвижных концевых аэродинамических поверхностей

2. Срок сдачи обучающимся законченной выпускной квалификационной работы 30.01.2020

3. Исходные данные к выпускной квалификационной работе не предусмотрено

4. Перечень вопросов, подлежащих разработке в выпускной квалификационной работе (краткое содержание, при необходимости с указанием разделов)

1. Современное состояние отечественной гражданской авиации и перспективы её развития
Место гражданской авиации в транспортной системе страны и перспективы её развития. Анализ состава отечественного парка самолётов. Сравнение самолётов-аналогов с SSJ 100
Обзор конструктивных решений по уменьшению индуктивных составляющих аэродинамического сопротивления ВС.
2. Проектирование подвижных концевых аэродинамических поверхностей
конструкцию концевых аэродинамических поверхностей базового крыла. Аэродинамическое исследование базового

Воплощения. Вариантное проектирование подвижных концевых аэродинамических поверхностей. Определение сил, действующих на концевую аэродинамическую поверхность в полёте. Определение компоновочной схемы трансмиссии и выбор типа привода.

3. Разработка технологии изготовления подвижных концевых аэродинамических поверхностей

Уменьшение машиностроительно-технической документации. Технологические карты и регламент изготовления.

4. Анализ влияния подвижных концевых аэродинамических поверхностей на безопасность полётов.

Место средств механизации в обеспечении безопасности полётов. Внеконтурные турбулентности в след за самолётом на безопасность полётов. Методические по сокращению числа абляционных повреждений.

5. Цель и объем патентных исследований не предусмотрено

6. Объем и степень использования программного обеспечения MS Word, MS Excel, ANSYS CFX, Компас 3D

7. Объем расчетно-пояснительной записки на 100 листах А4 формата.

8. Перечень графического материала (с указанием вида обязательных чертежей) чертеж самолёта (вид общий), чертеж проектируемого узла (вид общий / технический чертеж)

Всего не менее 80 листов.

Дата выдачи задания « 7 » октября 20 19 г.

Руководитель  « 7 » октября 20 19 г.

ФГБОУ ВО

«Уфимский государственный авиационный технический университет»

Факультет АДЭТ
Кафедра «Авиационные технологии»

«УТВЕРЖДАЮ»

Зав. кафедрой Григорьев
(подпись, Фамилия И.О.)

« 13 » января 2020г.

КАЛЕНДАРНЫЙ ПЛАН

работы над выпускной квалификационной работой

обучающегося: Зиннатуллина Азиза Альбертовича группы ТЭД-505
(фамилия, имя, отчество)

Тема выпускной квалификационной работы: Применение подвижной концевой аэродинамической поверхности на бипланном пассажирском самолёте

Тема спецчасти: Разработка технологии изготовления подвижных концевых аэродинамических поверхностей

№ п/п	Наименование разделов выпускной квалификационной работы	Срок	Объем (в % от всей выпускной квалификационной работы)	Фактическое (объем работы в %)
Расчет и описание				
1	Аналитическая часть	13.01.2020	15%	15 <i>Ж</i>
2	Проектная часть	20.01.2020	30%	30 <i>Ж</i>
3	Специальная часть	27.01.2020	35%	35 <i>Ж</i>
4	Безопасность полётов	29.01.2020	10%	10 <i>Ж</i>
Графические документы				
			Объем в листах	
1	Вид общий	30.01.2020	4%	4 <i>Ж</i>
2	Чертеж узла (агрегата)	30.01.2020	6%	6 <i>Ж</i>

Обучающийся Зиннатуллина Азиза Альбертовича
(подпись)


« 13 » января 2020г.

Руководитель выпускной квалификационной работы А.И.Иванов
(подпись)

« 13 » января 2020г.

Примечание: Календарный план работы над выпускной квалификационной работой должен быть разработан обучающимся до начала написания выпускной квалификационной работы.

Ход выполнения выпускной квалификационной работы:

Дата просмотра выпускной квалификационной работы на кафедре	30.01.20			
Объем выполнения выпускной квалификационной работы в %	100			

Дата защиты выпускной квалификационной работы на заседании ГЭК « 4 » феврале 2020г.

ПАМЯТКА ДИПЛОМНИКУ

Дипломник должен:

1. Придерживаться следующей рекомендуемой последовательности подшивки документов:

- титульный лист;
- задание по подготовке выпускной квалификационной работы;
- календарный план;
- аннотация;
- содержание;
- введение;
- разделы ВКР (в соответствии с требованиями к написанию выпускной квалификационной работы по направлению (специальности))
- заключение;
- список литературы;
- приложения;
- отзыв руководителя;
- справка о результатах проверки ВКР на плагиат

Первым листом пояснительной записки считается титульный лист. Нумерацию листов выпускной квалификационной работы начинать с листа, на котором располагается основная надпись.

Для защиты выпускной квалификационной работы в установленный срок обучающийся должен:

2. Представить выпускную квалификационную работу в срок не позднее 30.01.20 на предварительный просмотр на кафедру (при наличии такой процедуры). Результат предварительной защиты выпускной квалификационной работы отражается в специальном Акте комиссии, назначаемой кафедрой.
3. Представить готовую выпускную квалификационную работу в срок не позднее 27.01.20 на подпись руководителю.
4. Представить выпускную квалификационную работу на рецензию.
5. Представить выпускную квалификационную работу на подпись заведующему кафедрой.
6. Передать на кафедру анкетные данные консультанта выпускной квалификационной работы и рецензента (на специальном бланке), согласие на обработку персональных данных.

АННОТАЦИЯ

Пояснительная записка 102 с., 48 рис., 16 табл., 66 источников.

АЭРОДИНАМИКА, ИНДУКТИВНОЕ СОПРОТИВЛЕНИЕ, ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ, ЗАКОНЦОВКА, ANSYS CFX

Структурно выпускная квалификационная работа состоит из введения, четырёх глав, заключения и списка литературы.

Во введении обоснована актуальность выбранной темы, приведены цели и задачи, предмет и объект исследования.

Первый раздел посвящен анализу состояния авиаперевозок в Российской Федерации и состава самолётного парка, сравнению самолётов-аналогов с *SSJ 100*, а также обзору конструктивных мер по уменьшению индуктивного сопротивления.

Во втором разделе получены аэродинамические характеристики базового крыла, проведен проектировочный расчёт подвижных концевых аэродинамических поверхностей, определены силы, действующие на них в полёте.

В рамках третьего раздела разработаны технологические карты по техническому обслуживанию подвижных концевых аэродинамических поверхностей, описаны изменения, вносимые в регламент обслуживания и другую эксплуатационно-техническую документацию.

В четвертом разделе приведён анализ влияния внедрения подвижных концевых аэродинамических поверхностей на безопасность полётов.

В заключении перечислены основные результаты и выводы по проведённому исследованию.

Выполнено два чертежа: самолёт *SSJ 100* с предложенной конструкцией подвижных концевых аэродинамических поверхностей в трех проекциях, трансмиссия подвижных концевых аэродинамических поверхностей.

Полученные научные результаты опубликованы в 2 сборниках материалов конференций.

СОДЕРЖАНИЕ

Введение	7
1 Современное состояние отечественной гражданской авиации и перспективы её развития	9
1.1 Место гражданской авиации в транспортной системе России и прогнозы её развития	9
1.2 Анализ состава отечественного парка самолётов.....	13
1.3 Сравнение самолётов-аналогов с SSJ 100 (RRJ-95B и RRJ-95LR).....	17
1.4 Обзор конструктивных решений по уменьшению индуктивной составляющей аэродинамического сопротивления воздушного судна.....	21
2 Проектирование подвижных концевых аэродинамических поверхностей... 36	
2.1 Конструкция концевых аэродинамических поверхностей базового крыла.....	36
2.2 Аэродинамическое исследование базового крыла	37
2.3 Вариантное проектирование подвижных концевых аэродинамических поверхностей.....	41
2.4 Определение сил, действующих на концевую аэродинамическую поверхность в полёте	50
2.5 Определение компоновочной схемы трансмиссии подвижных концевых аэродинамических поверхностей и выбор типа привода	55
3 Разработка технологии обслуживания подвижных концевых аэродинамических поверхностей.....	59
3.1 Изменяемая эксплуатационно-техническая документация	59
3.2 Технологические карты и регламент обслуживания подвижных концевых аэродинамических поверхностей.....	61

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

1102.102231.000 ПЗ

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата	<i>Применение подвижной концевой аэродинамической поверхности на ближнемагистральном пассажирском самолёте</i>	Лит	Лист	Листов	
	Разраб.	Зиннатуллин А. А.	<i>[Подпись]</i>	22.01.2019			У	5	102
	Провер.	Жук А. И.	<i>[Подпись]</i>	24.01.2019					
	Реценз.								
	Н. Контр.	Абдуллин Б. Р.	<i>[Подпись]</i>	19.01.2019					
	Утверд.	Гусваров А. С.	<i>[Подпись]</i>	30.01.2019					

УГАТУ ТЭД-505

4 Анализ влияния внедрения подвижных концевых аэродинамических поверхностей на безопасность полётов.....	79
4.1 Общая характеристика состояния безопасности полётов гражданской авиации РФ в 2018 году	79
4.2 Место средств механизации в обеспечении безопасности полётов	80
4.3 Влияние турбулентности в следе за самолётом на безопасность полётов.....	88
4.4 Мероприятия по сокращению числа авиационных происшествий	90
Заключение.....	93
Список литературы.....	95

Инв. № подл.	Подп. и дата	Взам. инв. №	Инв. № дубл.	Подп. и дата

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

1102.102231.000 ПЗ

Лист

6

ВВЕДЕНИЕ

Рост цен на топливо и ужесточение требований к эмиссии выхлопных газов, производимых двигателями воздушных судов, ставят перед разработчиками задачу повышения топливной эффективности авиационной техники. Одним из способов решения данной задачи является улучшение местной аэродинамики в районе концевых частей крыла при помощи законцовок или концевых аэродинамических поверхностей. Именно в области концевых частей образуются вихри и возникает связанное с ними индуктивное сопротивление и развивается срыв потока при приближении угла атаки крыла к критическому. В течение сравнительно короткого промежутка времени их стали внедрять в конструкцию не только новых, но и находящихся в эксплуатации самолётов. Накоплен большой массив теоретических и экспериментальных данных по выбору оптимальной геометрической конфигурации законцовок. Тем не менее, устанавливаемые разновидности законцовок могут быть оптимальны только в некотором диапазоне углов атаки крыла.

Новым направлением, нуждающемся в более глубоком изучении, являются подвижные концевые аэродинамические поверхности. Ими может быть обеспечено достижение максимальных значений аэродинамического качества на разных этапах полёта. Также возможно включение их в систему управления самолётом.

Цель выпускной квалификационной работы – повышение аэродинамического качества на всех этапах полёта самолёта посредством внедрения подвижных концевых аэродинамических поверхностей.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

- определение числа степеней свободы проблемы геометрической оптимизации конструкции концевых аэродинамических поверхностей;
- моделирование обтекания базового и модернизированного крыла

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

										Лист
										7
Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата	1102.102231.000 ПЗ					

потоком воздуха в рамках вычислительного эксперимента, проведенного в программном комплексе численного гидрогазодинамического моделирования *ANSYS CFX*;

– определение наиболее выгодных, с точки зрения аэродинамики, положений концевых аэродинамических поверхностей относительно крыла при различных углах атаки;

– определение компоновочной схемы трансмиссии и выбор типа привода;

– разработка технологии обслуживания элементов, входящих в систему подвижных концевых аэродинамических поверхностей;

– оценка степени влияния концевых аэродинамических поверхностей на безопасность полётов.

Объектом исследования является крыло гражданского магистрального самолёта с подвижными концевыми аэродинамическими поверхностями.

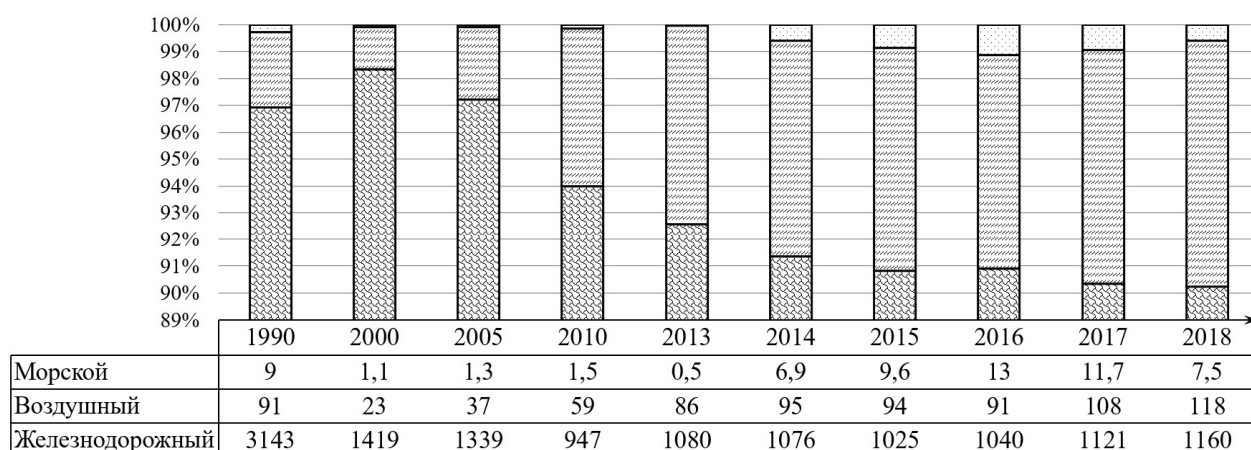
Предметы исследования – изменение процессов обтекания крыла при внедрении подвижных концевых аэродинамических поверхностей и технологические процессы их технического обслуживания.

Инв. № подл.	Подп. и дата					Лист 8
	Инв. № дубл.					
	Взам. инв. №					
	Подп. и дата					
Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата	<i>1102.102231.000 ПЗ</i>	

1 Современное состояние отечественной гражданской авиации и перспективы её развития

1.1 Место гражданской авиации в транспортной системе России и прогнозы её развития

Гражданская авиация является относительно молодой отраслью. Официальным днём рождения отечественной гражданской авиации принято считать 9 февраля 1923 года. Несмотря на незначительный исторический возраст, а также глубокий кризис в 90-х годах прошлого века, гражданская авиация (ГА) РФ относится к транспортным отраслям, имеющим тенденцию к стремительному развитию. Согласно данным Федеральной службы государственной статистики (Росстат) [1], количество людей, отдающих предпочтение гражданской авиации, в 2018 году выросло в 3 раза к данным 2005 года. В свою очередь, число пассажиров железнодорожного транспорта за аналогичный период снизилось на 16,3 %. Динамика изменения удельного веса отдельных видов транспорта в общем числе пассажиров изображена на рисунке 1.1 [2].



Виды пассажирского транспорта:

 – железнодорожный
  – морской
  – воздушный

Рисунок 1.1 – Изменение удельного веса отдельных видов транспорта в общем числе пассажиров

Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

1102.102231.000 ПЗ

Лист

9

На рисунке 1.2 представлено изменение числа пассажиров гражданского воздушного транспорта в РФ в зависимости от времени [2, 3, 4] (данные по 2019 году взяты за период с января по сентябрь).

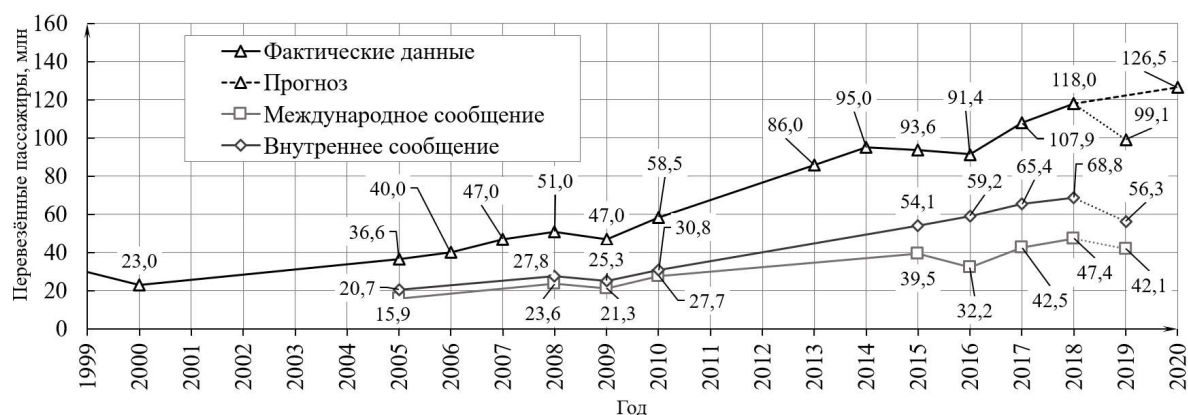


Рисунок 1.2 – Изменение количества пассажиров воздушного гражданского транспорта РФ

В начале 2014 года прослеживается уменьшение числа пассажиров, ситуация изменяется в положительную сторону в 2016. Среднегодовой темп сокращения – порядка 2 % в год. Уменьшение числа перевезенных пассажиров в этом отрезке времени определяется снижением количества международных перевозок. Основные причины снижения показателей – административное закрытие емких сегментов рынка (Египта, Турции, Украины), вызванное необходимостью обеспечения безопасности перевозок и политическими факторами, и уход с рынка в октябре 2015 г. такого серьезного «игрока», как авиакомпания (АК) «Трансаэро» [5]. На фоне падения числа пассажиропотока и пассажирооборота на международных направлениях в двухлетнем периоде, внутренние авиаперевозки активизировались со средним ростом в 10,4 % в год. Этому способствовало развитие таких компаний-дискаунтеров, как «Победа», рост туристического потенциала страны, а также реализация региональных программ по развитию транспортной инфраструктуры, субсидированию внутренних региональных и межрегиональных авиаперевозок [6].

Для российской ГА характерно практически пропорциональное изменение показателей перевозок пассажиров и пассажирооборота, причем

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

тренд имеет преимущественно положительный характер (рисунок 1.3, числитель – перевезённые пассажиры, знаменатель – пассажирооборот).



Рисунок 1.3 – Перевозки пассажиров и пассажирооборот воздушного транспорта

Увеличение объясняется одновременным открытием новых аэропортов, модернизацией уже построенных (строительство и ремонт терминалов и ВПП), увеличением доли международных аэропортов и созданием новых воздушных трасс. Сокращение – низкой платежеспособностью населения (в период мирового кризиса), закрытием популярных туристических и ключевых экономических направлений (в 2014–2015 годах).

Удельный вес отдельных видов транспорта различных стран мира в общем пассажирообороте по состоянию на 2016 год [1] представлен в таблице 1.1.

Таблица 1.1 – Удельный вес отдельных видов транспорта в общем пассажирообороте в различных странах по состоянию на 2016 год

Страна	Железнодорожный	Автомобильный ¹	Воздушный ²	Сумма, млрд пасс.-км
Россия	29,26	29,28	41,46	425,9
Германия	7,05	74,45	18,50	1357,9
Китай	40,35	32,81	26,84	3117,5
Великобритания	6,30	65,21	28,50	1078,7
США	0,48	81,68	17,84	8416,2
Франция	8,01	75,21	16,78	1095,0

¹автобусы и такси регулярного сообщения (внутреннее междугородное и международное сообщение)

²регулярные рейсы ГА

Подп. и дата	
Инв. № дудл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит.	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
------	------	----------	-------	------

В соответствии с приведёнными данными, в странах с развитой системой автомобильных дорог, таких как США, Великобритания, Франция и Германия, преобладает доля автомобильного транспорта. В России сравнительно высок процент воздушного пассажирского транспорта в суммарном по трём видам транспорта пассажирообороте. Это объясняется, во-первых, низким качеством железнодорожной и автомобильной инфраструктуры, во-вторых, огромной площадью государства. Для ряда регионов России магистральные самолёты являются единственным способом транспортной связи между остальной частью страны.

ОАК даёт следующие прогнозные данные рынка авиатранспортной отрасли [7]. Ежегодные темпы роста всемирного пассажирооборота до 2038 года будут колебаться в пределах 4,0 %. Доля России в мировом пассажирообороте немного увеличится – с 3,5 % в 2019 году до 3,7 % к 2038 году. В прогнозной перспективе значительных изменений долей в мировом пассажирообороте не произойдет в СНГ (без России) и странах африканского континента (плюс 0,2 и 0,3 процентных пункта соответственно). За аналогичный период времени снижение доли пассажирооборота произойдет в Северной Америке (США и Канада, 22,4 % в 2019 году, 15,3 % к 2038 году), Европе (23,2 % в 2019 году, 19,1 % к 2038 году). Китай, страны Ближнего Востока и Азиатско-Тихоокеанского региона заметно увеличат вклад в мировой пассажирооборот (рост на 4,8, 1,3 и 3,5 процентных пунктов к 2038 году соответственно).

Таким образом, после затяжного периода стагнации в 90-х годах прошлого столетия ГА РФ реабилитируется: на протяжении чуть меньше 20 лет прослеживается стабильный рост показателей перевозки пассажиров и пассажирооборота с короткими промежутками уменьшения, соответствующим кризисам 2008 и 2014 годов. С течением времени увеличивается и удельный вес гражданского воздушного транспорта в транспортной системе страны. Благодаря успешной реализации государственных программ, субсидированию, увеличению туристического потенциала страны, совершенствованию

Инд. № подл.	Подп. и дата
Взам. инв. №	Инд. № дубл.
Подп. и дата	

Лист	1102.102231.000 ПЗ				Лист
Изм.	№ докум.	Подп.	Дата		12

авиационной инфраструктуры, открытию новых АК-дискаунтеров, одновременно развиваются и региональные, и международные воздушные перевозки.

1.2 Анализ состава отечественного парка самолётов

Реестровый состав парка воздушных судов на ноябрь 2019 года составил 8829 ВС различного назначения [8]. В это число входило 2666 ВС [9] эксплуатируемого коммерческого парка.

За период 2010–2017 гг. существенно изменилась возрастная структура флота гражданских самолётов РФ (таблица 1.2).

Таблица 1.2 – Состав эксплуатационного парка гражданских ВС в возрастном разрезе, % [1, 10]

ВС, находящиеся в эксплуатации, лет	2000	2005	2010	2011	2012	2014	2014	2015	2016	2017
менее 5,0	1,0	1,3	5,4	19,8	7,8	16,9	16,7	7,7	8,8	9,3
5,1...15,0	56,9	11,7	23,8	22,8	5,0	21,5	22,8	9,2	10,5	10,5
15,1...30,0	40,4	68,0	59,7	57,2	56,9	40,1	37,0	42,1	34,6	29,4
более 30,0	1,7	19,0	11,1	0,2	30,3	21,5	23,5	41,1	46,1	50,8

Из положительных тенденций можно выделить увеличение доли ВС, находящихся в эксплуатации не более 5 лет, и уменьшение доли ВС, находящихся в эксплуатации от 5,1 до 30,0 лет. Однако за тот же период сильно выросла доля ВС со значительным сроком эксплуатации (более 30 лет).

Примечательно, что в реестре гражданских ВС основную часть составляют морально и физически устаревшие самолёты Ан-2 (12,3 %). Ан-2 также занимает наибольшую долю в структуре эксплуатационного парка, уменьшения удельного веса данного самолёта в парке ВС отечественного производства с течением времени не происходит, напротив заметно повышение (10 % – 2010, 12,8 % – 2017) [1]. В то же время происходит постепенный вывод

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

1102.102231.000 ПЗ

из эксплуатации такой устаревшей АТ, как Ан-24, Ту-134, Ту-154, Як-40 и Як-42. Однако темпы вывода советской АТ из эксплуатации медленнее темпов её старения: по состоянию на конец 2017 года для более чем половины эксплуатационного парка ВС возраст составлял более 30 лет.

Данные по составу парка гражданских пассажирских ВС на начало 2019 и 2015 годов представлены в таблице 1.3. В сравнении с итогами 2014 года, в 2018 году в общей численности парка произошло увеличение состава. Веса отдельных классов с течением времени практически не изменялись.

Таблица 1.3 – Российский парк гражданских пассажирских ВС в разрезе классов [11] (вместимость – более 19 пассажиров, кроме деловой авиации)

Дальнемагистральные (Д)									
A330		B-747				B-777			
2018	2014	2018		2014		2018		2014	
33	24	28		34		50		28	
Среднемагистральные (С)									
A319		A320		A321		B-737		B-757	
2018	2014	2018	2014	2018	2014	2018	2014	2018	2014
65	70	157	121	78	64	218	193	26	27
B-767		Ту-154				Ту-204			
2018	2014	2018		2014		2018		2014	
23	46	1		10		11		13	
Ближнемагистральные (Б)									
ATR-42		ATR-72		CRJ-100/200		DHC-8		DHC-6	
2018	2014	2018	2014	2018	2014	2018	2014	2018	2014
5	5	15	15	41	64	14	9	12	4
EMB 120		ERJ 135		E170		E190		L-410	
2018	2014	2018	2014	2018	2014	2018	2014	2018	2014
0	2	5	3	17	0	6	2	34	39
Saab 340		Saab 2000		SSJ 100		Ан-24		Ан-28	
2018	2014	2018	2014	2018	2014	2018	2014	2018	2014
0	2	0	1	95	31	54	69	6	8
Ан-38		Ан-74		Ан-148		Ту-134			
2018	2014	2018	2014	2018	2014	2018	2014	2018	2014
1	3	8	12	5	13	5	14		
Як-40				Як-42					
2018		2014				2018		2014	
18		20				26		38	
Итого ВС: 1057 (2018), 984 (2014)									

Подп. и дата	
Инв. № дудл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

1102.102231.000 ПЗ

Лист

14

Окончание таблицы 1.3

Классы ВС	Д		С		Б	
	2018	2014	2018	2014	2018	2014
Количество	111 10,5 %	86 8,7 %	579 54,8 %	544 55,3 %	367 34,7 %	354 36,0 %
Производство: иностранное отечественное	100,0 % 0	100,0 % 0	97,9 % 2,1 %	95,8 % 4,2 %	40,6 % 59,4 %	41,2 % 58,7 %

В 2018 году основу парка составляли среднемагистральные самолёты (54,8 %), доля ближнемагистральных – 34,7 %. Причина такого распределения состоит в том, что на дальностях до 4000 км авиакомпаниями РФ выполнялось 70,6 % всего пассажирооборота, и такой расклад событий в целом сохранится до 2037 года [12]. АТ иностранного производства в классе среднемагистральных ВС явно преобладает над отечественной. Более того, отечественные дальнемагистральные самолёты были полностью выведены из коммерческой эксплуатации, а темпы модернизации и разработки самолётов дальнемагистрального класса намного ниже мировых. Российские и советские ближнемагистральные самолёты доминируют над иностранными ВС того же класса в количественном отношении. В данном классе скорости вывода из эксплуатации устаревшей отечественной техники и замена её новейшей российской совпадают.

В таблице 1.4 приведён список пяти лидирующих российских авиапредприятий, по состоянию на конец октября 2019 года имеющих сертификат эксплуатанта на осуществление коммерческих перевозок [13].

Таблица 1.4 – Состав парков ВС топ-5 авиакомпаний России

АК	Наименование ВС (их количество)	Итог по типам
1	2	3
ПАО «Аэрофлот»	A320-214 (78), A-321-211 (34), A330-243 (5), A330-343 (17), B-737-8LJ (19), B-737-800 (28), B-777-3MOER (17), RRJ-95B (SSJ 100) (49) Всего ВС: 247	Из них: среднемагистральные – 159 (64,4 %) дальнемагистральные – 39 (15,8 %) ближнемагистральные – 49 (19,8 %)

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

1102.102231.000 ПЗ

Лист

15

Окончание таблицы 1.4

1	2	3
Сибирь («S7 Airlines»)	A319-111 (1), A319-114 (16), A320-214 (18), A320-271N (16), A321-211 (6), A321-231 (1), A321-271N (4), ERJ 170-100LR (17), Всего ВС: 79	Из них: среднемагистральные – 79 (100,0 %) дальнемагистральные – 0 ближнемагистральные – 0
Россия	A319-111 (17), A319-112 (2), A319-114 (1), A319-115 (1), A320-214 (6), B-737-8AS (2), B-737-8GJ (2), B-737-8LJ (5), B-737-8MC (1), B-737-8Q8 (1), B-737-800 (5), B-747-412 (1), B-747-446 (8), B-777-31HER (5), B-777-312 (5) Всего ВС: 62	Из них: среднемагистральные – 43 (69,4 %) дальнемагистральные – 19 (30,6 %) ближнемагистральные – 0
Уральские авиалинии	A319-112 (5), A320-214 (21), A-320-232 (3), A-320-251N (2), A-321-211 (8), A321-231 (7) Всего ВС: 46	Из них: среднемагистральные – 46 (100,0 %) дальнемагистральные – 0 ближнемагистральные – 0
Победа	B-737-800 (30) Всего ВС: 30	Из них: среднемагистральные – 30 (100,0 %) дальнемагистральные – 0 ближнемагистральные – 0

Из активных эксплуатантов продукции российского авиапрома в этом списке можно выделить только ПАО «Аэрофлот» – в парке предприятия насчитывается 49 самолётов SSJ 100 (RRJ-95B).

В соответствии со сведениями Росавиации [13], эксплуатантами SSJ 100 (RRJ-95LR и RRJ-95B) являются АК «Азимут», «АСК МЧС России», ПАО «Аэрофлот», ООО «Газпромавиа», АО «ИрАэро», «РусДжет», ООО «Северсталь АП», «Якутия», ОАО «Ямал АТК». Суммарный реестровый состав – 101 единица. Кроме России эти самолеты используют авиаперевозчики в Мексике, Казахстане и Таиланде. В напряженной геополитической среде производство и экспорт данного типа ВС осложняется его же конструкцией, которая в большей степени состоит из иностранных комплектующих. Ввиду этого проводятся мероприятия по так называемому «импортозамещению». Стоит отметить, АО «Гражданские самолёты Сухого» в 2018 году разработана конструкция крыла с законцовками для увеличения конкурентоспособности и гармонизации SSJ 100 с международными

Подп. и дата	
Инв. № дудл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

1102.102231.000 ПЗ

Лист

16

требованиями.

В Государственной программе «Развитие авиационной промышленности на 2013–2025 годы» определены ключевые проекты гражданского авиастроения [14]. В области гражданского самолётостроения (подпрограмма 1) планируется выделение средств на создание пассажирских самолётов MC-21 и SSJ 100. Также ОАК ведет разработку и производство опытных экземпляров Ил-114-300 (должен заменить импортные самолёты на местных воздушных линиях), Ил-96-400М (дальнемагистральный пассажирский самолёт, способный вмещать до 390 пассажиров) и CR929 (совместный с Китаем проект дальнемагистрального пассажирского самолёта).

Таким образом, количественный состав парка гражданских ВС России представляет собой относительно стабильную величину. Очевидно то, что российскому гражданскому самолётному парку требуется срочная модернизация. С течением времени произошло резкое увеличение доли ВС, находящихся в эксплуатации более 30 лет. В сегменте дальне- и среднемагистральных самолётов явно доминирует иностранная техника, и в ближайшие годы заметного исправления ситуации наблюдаться не будет. В отечественном парке ближнемагистральных самолётов одновременно заметно и положительное изменение возрастного состава, и увеличение доли российских самолётов: в этом заслуга SSJ 100, приходящего на замену устаревшим представителям класса. Однако производство этого самолёта во многом диктуется политической ситуацией в мире.

1.3 Сравнение самолётов-аналогов с SSJ 100 (RRJ-95B и RRJ-95LR)

Из находящихся в эксплуатации наиболее близкими по лётно-техническим характеристикам (ЛТХ) к RRJ-95B и RRJ-95LR являются самолёты CRJ 1000ER (Канада), ERJ-190LR (Бразилия) и ARJ21-900ER (Китай) [15, 16, 17, 18, 19, 20].

Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата	1102.102231.000 ПЗ	Лист
						17

Сравнение самолётов (таблица 1.5) выполнено на основании двух групп параметров: первая группа включает в себя параметры ЛТХ, максимальные значения которых характеризуют совершенство того или иного самолёта (максимальная дальность полёта, максимальная коммерческая загрузка и практический потолок), вторая – наоборот – параметры, которые характеризуют превосходство самолёта над другими минимальными значениями (удельный расход топлива, длины разбега и пробега).

Таблица 1.5 – Лётно-технические характеристики *RRJ-95B*, *RRJ-95LR* и их аналогов

Параметр	<i>RRJ-95B</i>	<i>RRJ-95LR</i>	<i>CRJ 1000ER</i>	<i>ERJ-190LR</i>	<i>ARJ21-900ER</i>
<i>1</i>	<i>2</i>	<i>3</i>	<i>4</i>	<i>5</i>	<i>6</i>
Размах крыла, м	27,80		26,20	28,72	27,29
Длина самолёта, м	29,94		39,10	38,65	36,36
Высота самолёта, м	10,28		7,50	10,55	8,44
Максимальная дальность полёта, км	3 048	4 578	3 056	4 445	3 334
Максимальная взлётная масса, кг	45 880	49 450	41 640	50 300	47 182
Максимальная коммерческая загрузка, кг	12 245		11 975	13 063	11 246
Длина разбега, м	1 731	2 052	2 079	1 830	1 950
Длина пробега, м	1 630		1 754	1 226	1 700
Масса пустого, кг	24 250		23 179	28 080	26 770
Крейсерская скорость, км/ч	830		829	829	828
Практический потолок, м	12 192		12 497	12 500	11 900
Число пассажиров	87 ¹ , 98, 108 ²		100	114	105
Маршевые двигатели	2 <i>SaM146-1S17</i>	2 <i>SaM146-1S18</i>	2 <i>GE CF34-8C5A1</i>	2 <i>GE CF34-10E5</i>	2 <i>GE CF34-10A</i>

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

1102.102231.000 ПЗ

Лист

18

Окончание таблицы 1.5

1	2	3	4	5	6
Тяговые показатели, Н	$\frac{69\ 820^3}{66\ 370}$	$\frac{73\ 320^3}{66\ 370}$	$\frac{60\ 630^3}{60\ 840}$	$\frac{77\ 350^3}{75\ 800}$	78 466 ⁴
Удельный расход топлива на крейсерском режиме, 10^{-5} кг/(Н·с)	1,785		1,926	1,813	1,841

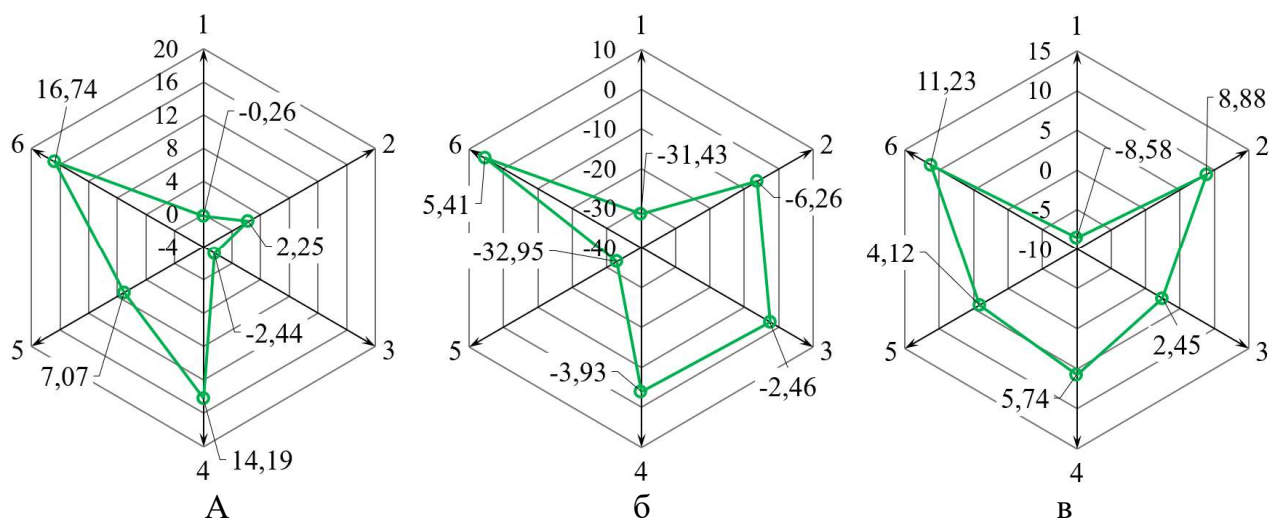
¹ в компоновке для АК «Аэрофлот»

² возможно расширение числа кресел

³ числитель – нормальная взлетная тяга, знаменатель – максимальная тяга на крейсерском режиме (продолжительном режиме)

⁴ тяга двигателя на стенде

На рисунках 1.4 и 1.5 представлены результаты анализа конкурентоспособности *RRJ-95B* и *RRJ-95LR*, представляющие собой конкурентные профили, в которых отражены выигрыши и проигрыши ВС-аналогам по параметрам в процентах.



1 – максимальная дальность полёта, 2 – максимальная коммерческая нагрузка,
3 – практический потолок,

4 – удельный расход топлива на пассажира, 5 – длина пробега, 6 – длина разбега

Рисунок 1.4 – Конкурентный профиль *RRJ-95B* относительно

CRJ 1000ER (а), *ERJ-190LR* (б) и *ARJ21-900ER* (в)

По удельному расходу топлива на пассажира, *RRJ-95B* и *RRJ-95LR* совершеннее *CRJ 1000ER* на 14,19 %, *ARJ21-900ER* – на 5,74 %, а проигрыш самолёту *ERJ-190LR* составляет 3,93 %. Длина пробега *RRJ-95B* и *RRJ-95LR*

Подп. и дата	
Инв. № дудл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

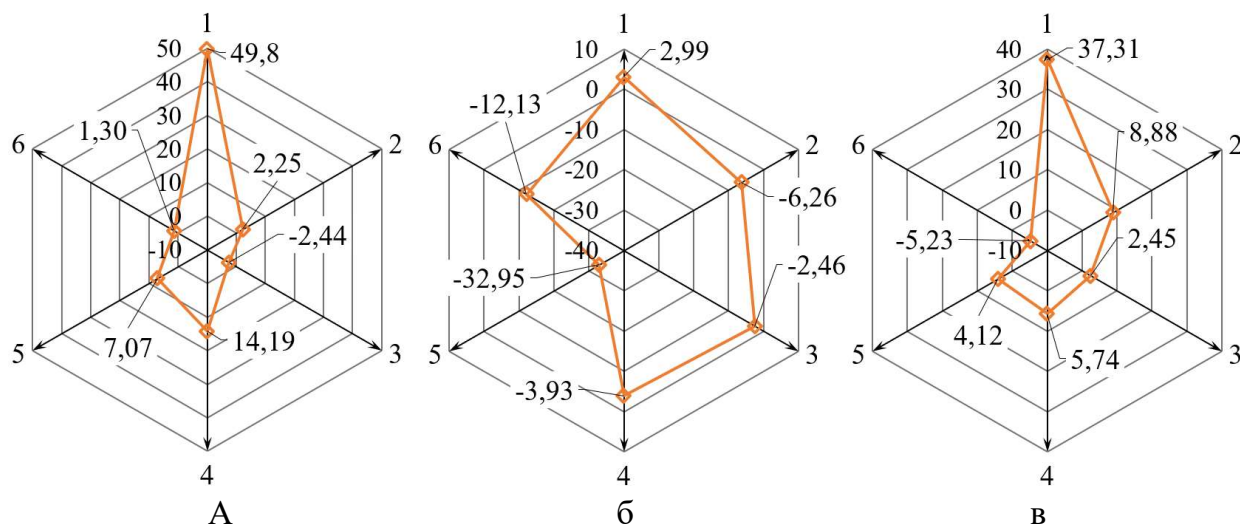
Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

1102.102231.000 ПЗ

Лист

19

почти на треть больше аналогичного параметра *ERJ-190LR*, но меньше, чем у остальных ВС. Длина разбега *RRJ-95B* минимальна среди всех рассматриваемых самолётов. *RRJ-95LR* по данному показателю проигрывает *ERJ-190LR* и *ARJ21-900ER* (рисунок 1.5).



1 – максимальная дальность полёта, 2 – максимальная коммерческая загрузка,
 3 – практический потолок,
 4 – удельный расход топлива на пассажира, 5 – длина пробега, 6 – длина разбега

Рисунок 1.5 – Конкурентный профиль *RRJ-95LR* относительно

CRJ 1000ER (а), *ERJ-190LR* (б) и *ARJ21-900ER* (в)

Максимальная дальность полёта *RRJ-95B* сопоставима с дальностью полёта *CRJ 100ER*, однако меньше на 31,43 %, чем у *ERJ-190LR* и на 8,58 %, чем у *ARJ21-900ER*. В свою очередь, максимальная дальность полёта *RRJ-95LR* наибольшая среди рассматриваемых пяти ВС. Максимальная коммерческая загрузка двух моделей *SSJ 100* составляет 12245 кг, что на 2,25 % выше, чем у *CRJ 100ER*, на 6,26 % меньше, чем у *ERJ-190LR*, и на 8,88 % больше, чем у *ARJ21-900ER*.

Таким образом, *RRJ-95B* и *RRJ-95LR* демонстрируют способности к конкуренции на современном рынке за счёт относительно экономичной силовой установки, близкой к уровню *ERJ-190LR*. Вдобавок, конкурентоспособность *RRJ-95LR* подкрепляется максимальной дальностью полётов.

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата	1102.102231.000 ПЗ	Лист
						20

1.4 Обзор конструктивных решений по уменьшению индуктивной составляющей аэродинамического сопротивления воздушного судна

Известно, что для крыла бесконечного размаха на дозвуковых режимах обтекания характерно профильное сопротивление, определяемое суммой сопротивления трения и сопротивления давления. Трёхмерность обтекаемых тел задаёт дополнительную составляющую – индуктивную. Дополнительно при рассмотрении всего планера появляется вредное сопротивление, связанное с взаимодействием (интерференцией) отдельных частей планера. Результирующую силу принято называть лобовым сопротивлением.

Подъемная сила возникает благодаря положительному перепаду давлений на верхней и нижней поверхности крыла как бесконечного, так и конечного размахов. Отличительной особенностью крыла конечного размаха является то, что воздух с нижней части крыла перетекает с торцов в верхнюю. В результате взаимодействия потоков индуцируются концевые вихри (рисунок 1.6). Как следствие, возникает скос потока – отклонение местного течения перед крылом вниз. При этом скос наиболее интенсивен в концевых частях крыла из-за заметной деформации линий тока на них.

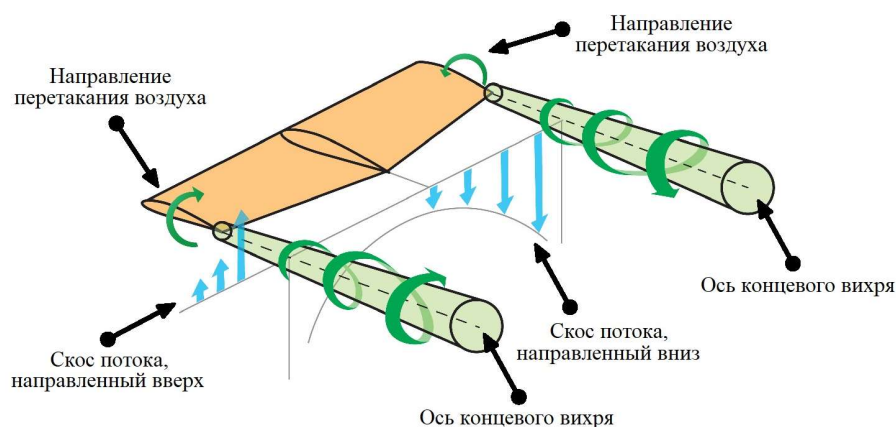


Рисунок 1.6 – Образование вихрей, сбегающих с концевых частей крыла

Целесообразно рассмотреть обтекание цилиндрических крыльев конечного и бесконечного размахов одинакового профиля в скоростной системе координат относительно средней аэродинамической хорды (САХ). Как

Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

видно из рисунка 1.7, для крыла конечного размаха скос потока приводит к уменьшению угла атаки α на величину угла скоса ε до истинной $\alpha_{\text{ист}}$. Для данного крыла по определению вектор подъемной силы должен быть нормален к направлению местного движения воздуха V , отличного от направления невозмущенного потока V_∞ ввиду скорости скоса W . Следовательно, векторы Y_a и Y'_a отклонены друг от друга в соответствии со скосом (Y_a – подъемная сила крыла бесконечного размаха аналогичного профиля). Кроме того, величина подъемной силы крыла конечного размаха меньше, чем у крыла бесконечного размаха по причине уменьшения фактического угла атаки на части крыла. Проекцию силы Y'_a на направление невозмущенного потока принято называть индуктивным сопротивлением.

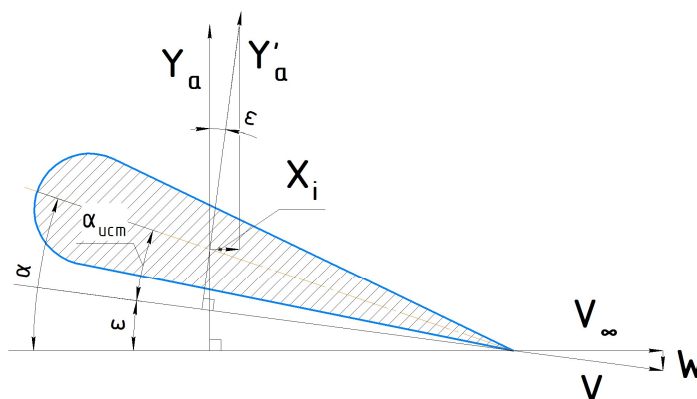


Рисунок 1.7 – Влияние скоса потока на обтекание крыла конечного размаха

С физической точки зрения, индуктивное сопротивление объясняется тем, что на поддержание свободных вихрей затрачивается часть кинетической энергии обтекающего крыло потока.

Уменьшение индуктивного сопротивления на сегодняшний день является актуальной задачей по следующим причинам.

Для самолётов ГА совокупный вклад индуктивного и профильного сопротивления в полное составляет чуть более 80 % (порядка 30 и 50 %, соответственно) [21]. По данным средней в РФ стоимости топлива ТС-1 без учёта НДС, предоставляемых Федеральным агентством воздушного транспорта (Росавиация) [22], за период с 2014 по 2018 год произошёл

Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

существенный рост цен (рисунок 1.8): в течение 2018 года удельная цена ТС-1 выросла на 31,46 % к данным 2016 года, а к концу 2018 года стоимость снова выросла на 14,15 %. По итогам января-октября 2019 года стоимость слегка снизилась. В таких жестких ценовых условиях АК необходимы ВС, все более совершенные с точки зрения аэродинамики и удельных тяговых показателей.

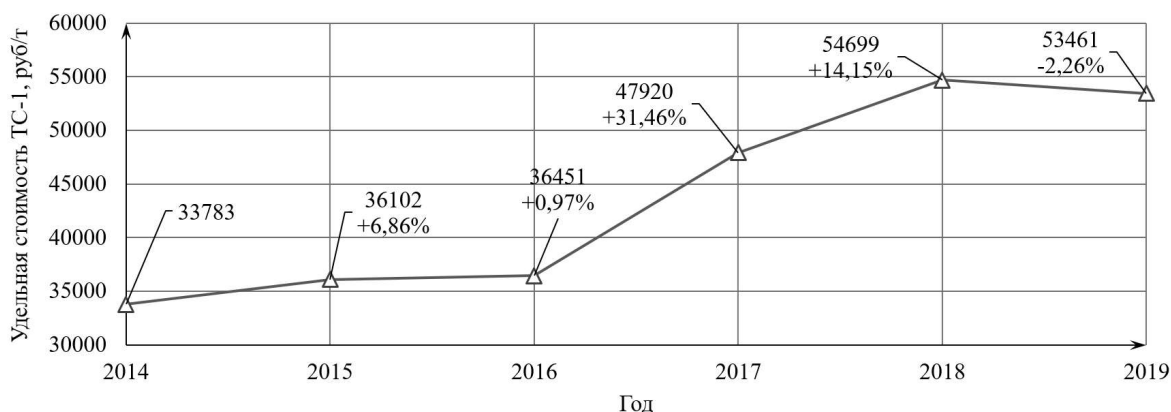


Рисунок 1.8 – Хронология цен на авиатопливо ТС-1

Попадание в вихревой след последующего самолёта может стать причиной авиационного происшествия. Например, интенсивность концевых вихрей, генерируемых тяжёлыми самолётами, сохраняется на больших расстояниях: согласно данным лётных испытаний, проведенных *NASA* и *FAA* в 1970-х годах, для неблагоприятных атмосферных условий потребная безопасная дистанция между впереди идущим ВС *Lockheed C-5A* и летящим за ним пассажирским *Convair CV-990* достигает величины в 28 км [23].

Далее рассмотрены конструктивные решения по сокращению индуктивного сопротивления.

1.4.1 Увеличение удлинения крыла

В 1923 году Прандтль математически обосновал, что для крыла эллиптической формы в плане будет достигаться минимум коэффициента индуктивного сопротивления [24], в той же работе теоретически и экспериментально исследовано влияние удлинения крыла на индуктивное

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

сопротивление. В соответствии с формулой (1.1) [25] – параболой индуктивного сопротивления, индуктивное сопротивление тем больше, чем выше коэффициент подъемной силы, и тем ниже, чем больше размах крыла.

$$c_{x,i} = \frac{c_y^2}{\pi \lambda e}, \quad (1.1)$$

где $c_{x,i}$ – коэффициент индуктивного сопротивления;

c_y – коэффициент подъемной силы;

λ – удлинение крыла;

e – коэффициент, зависящий от формы крыла (для крыла эллиптической формы $e = 1$).

Из вышеизложенного можно сделать вывод, что увеличение размаха крыла (удлинения) с сохранением подъемной силы может быть рассмотрено как один из способов уменьшения индуктивной составляющей сопротивления.

Применимость подхода, в первую очередь, ограничивается необходимостью обеспечения нормативной прочности, жесткости и маневренности полученного крыла, а это может привести к увеличению массы ВС. В основном увеличение размаха крыла даёт положительные результаты без потерь лётно-технических параметров для беспилотных ЛА и ВС лёгкой авиации.

1.4.2 Аэродинамические гребни крыла

Представляют собой вертикальные аэродинамические поверхности на верхней части крыла. Они препятствуют перетеканию пограничного слоя вдоль консолей крыла в сторону концевых частей, предотвращая тем самым концевой срыв потока, а также предотвращают ранний срыв потока со всей поверхности крыла по мере роста угла атаки. Впервые аэродинамические гребни были установлены на истребитель *Messerschmitt Bf 109B*, их применение было

Подп. и дата	
Инв. № дудл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

обосновано немецким аэродинамиком Вольфгангом Либе, который в 1938 году получил патент на своё изобретение [26].

В настоящее время на самолётах ГА аэродинамические гребни широкого применения не находят, так как проявляют заметную эффективность на больших углах атаки, не реализуемых в эксплуатации. Использовались как в военной (например, МиГ-19 и МиГ-21), так и в гражданской авиации (например, Ту-104, Ту-134 – рисунок 1.9, Ту-154 и Ил-86).

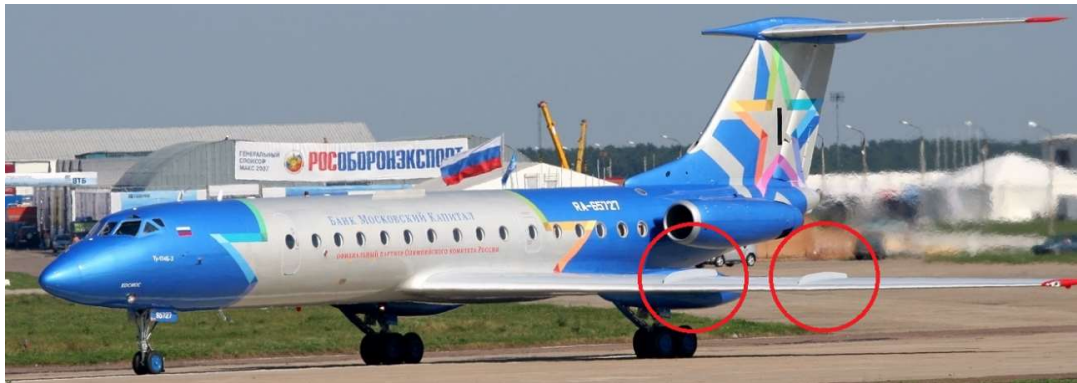


Рисунок 1.9 – Ту-134 с аэродинамическими гребнями на крыле

1.4.3 Струйные законцовки крыла

Являются видом энергетических систем управления пограничным слоем. Уменьшение индуктивного сопротивления осуществляется за счёт выдува струй из торцов крыла и вдоль его размаха (рисунок 1.10, а), под углом к плоскости крыла (рисунок 1.10, б) или же тангенциально на имеющуюся законцовку крыла (рисунок 1.10, в).

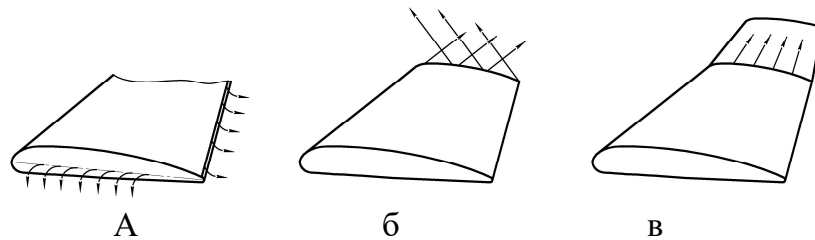


Рисунок 1.10 – Виды струйных законцовок

При несимметричном дифференциальном выдуве струй на малых

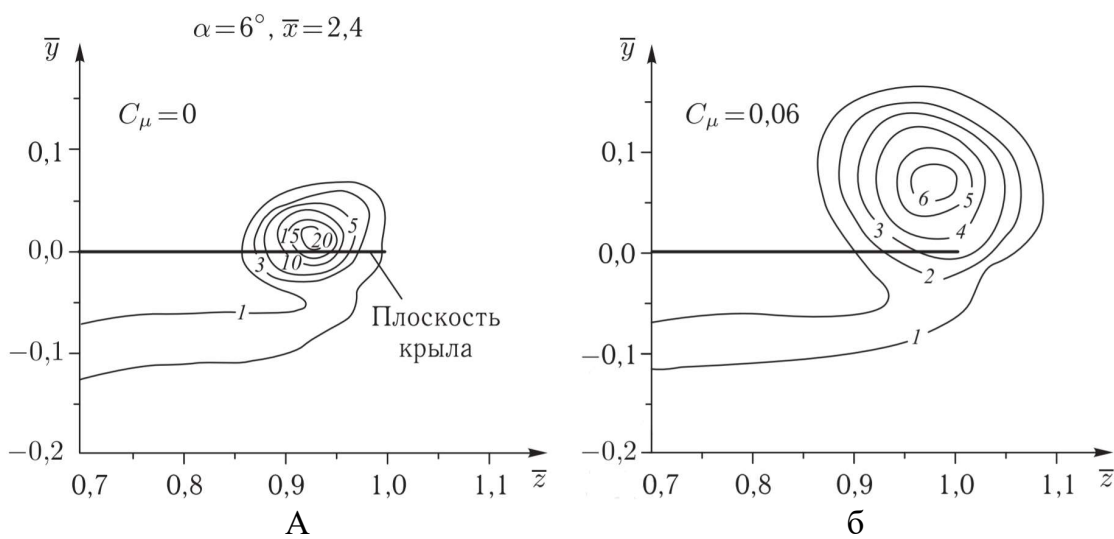
Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата	1102.102231.000 ПЗ	Лист
						25

скоростях полёта, когда динамическое воздействие струи соизмеримо с напором набегающего потока, данные системы могут быть использованы для повышения поперечной и путевой управляемости ВС.

Теоретические и экспериментальные изыскания в области поперечного сдува проведены Ж. Корнишем и Е. Карафоли в 1960–1970 годах [27, 28]. В работах авторы приходят к выводу о том, что применение струйных законцовок даёт существенный положительный эффект, однако Карафоли отмечено, что эффект тем сильнее, чем меньше удлинение крыла.

Уменьшение индуктивного сопротивления при торцевом выдувании струи происходит ввиду смещения в сторону от крыла концевых вихрей. Вдобавок, уменьшается завихрённость концевого вихря благодаря происходящей диффузии потоков. Действительность таких заключений подтверждается экспериментально (рисунок 1.11).



а – без выдува, б – с торцевым выдувом
(контуры на рисунке – изолинии местных скоростей вихря)
Рисунок 1.11 – Распределение вихрей за прямоугольным крылом [29]

Для прямоугольной в плане модели крыла осуществлялся выдув воздуха из щелевого сопла прямоугольной формы размерами 0,15 на 10,95 см [29], крыло обдувалось потоком со скоростью 40 м/с, установочные углы атаки варьировались от 0 до 8°. Для угла атаки в 6° и коэффициента импульса струи (отношения её импульса к скоростному напору), равному 0,06, измерения

Подп. и дата
Инв. № дудл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

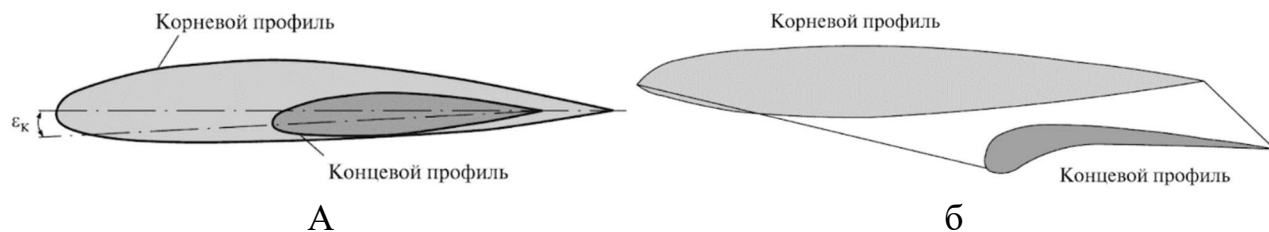
Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

полей скоростей за крылом в плоскости на расстоянии 36 см показали заметное влияние наличия вдувания воздуха с торца крыла. Так, величины скоростей вихрей существенно уменьшились, ось вихря сместилась по горизонтали примерно на 0,68 см, по вертикали – порядка на 0,45 см.

Несомненным достоинством струйных законцовок является отсутствие механических подвижных поверхностей. Основной недостаток – низкая эффективность, в сравнении с другими энергетическими средствами управления пограничным слоем. Для функционирования системы необходим подвод сжатого воздуха, отбираемого от компрессоров двигателей ВС. Существует вероятность того, что положительный эффект внедрения струйных законцовок перекроется недостатком тяги, вызванным дополнительным отбором воздуха.

1.4.4 Отрицательная крутка крыла

Установка профилей крыла одной серии под разными уменьшающимся к концевым частям углами (отрицательная геометрическая крутка) или же подбор разных профилей крыла в зависимости от размаха (аэродинамическая крутка) (рисунок 1.12) приводят к уменьшению разности давлений на верхней и нижней поверхности, а это позволяет снизить величину индуктивного сопротивления.



а – геометрическая (с отрицательным углом крутки концевой профиля ϵ_k),
б – аэродинамическая

Рисунок 1.12 – Виды круток крыла

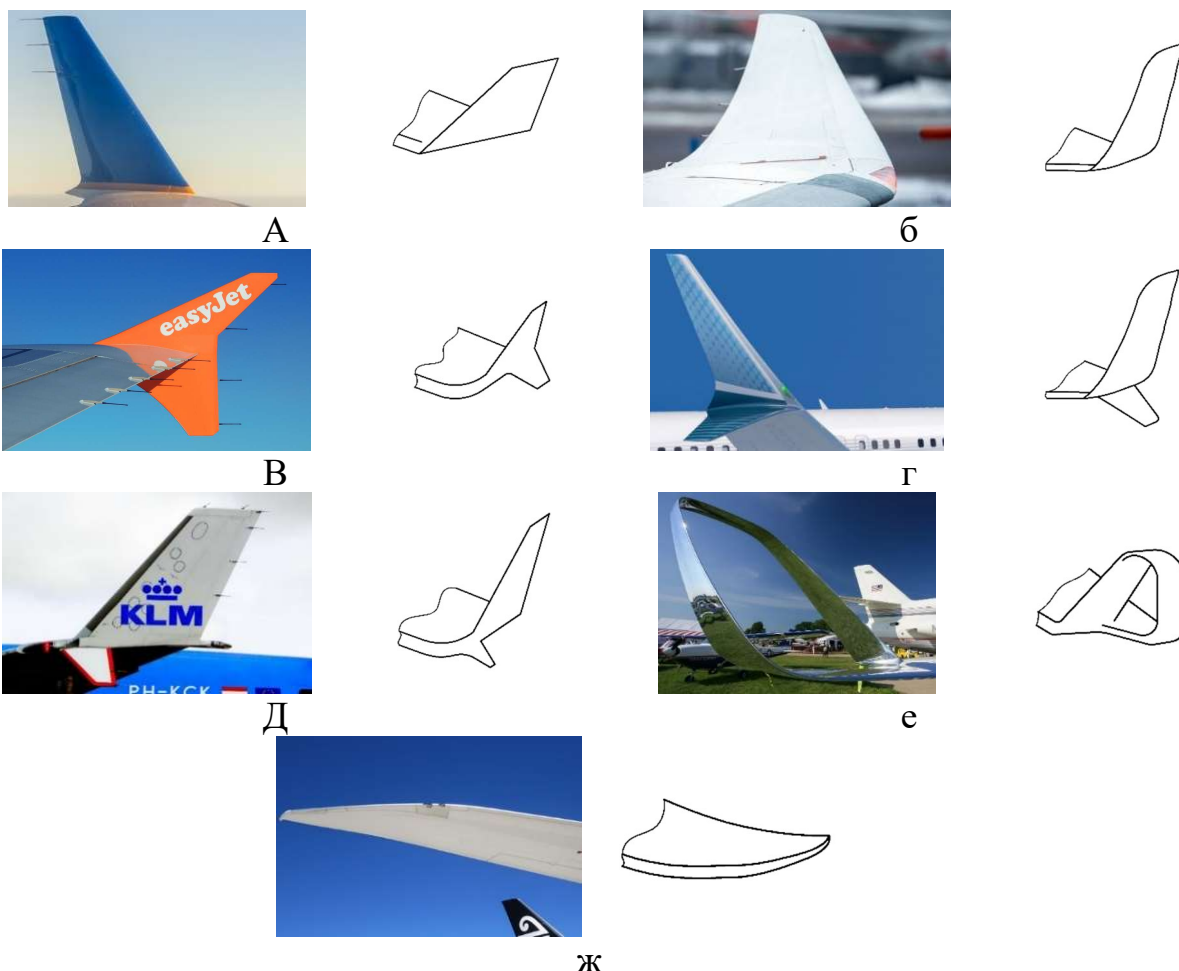
Первое применение отрицательной геометрической и аэродинамической

Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

показатели совершенства ВС.

Конструктивные разновидности КАП представлены на рисунке 1.13 [33].



а – *canted winglet* (Bombardier CRJ-200), б – *blended winglet* (Sukhoi Superjet 100), в – *wingtip fence* (Airbus A320), г – *split winglet* (семейства Boeing 737 MAX и NG с 2014 года), д – «Whitcomb winglet» (McDonnell Douglas MD-11), е – *tipped spiroid* (Dassault Falcon 50), ж – *raked tip* (Boeing 787-9 Dreamliner)

Рисунок 1.13 – Виды КАП

Основные принципы разработки КАП:

1) отклонение КАП от горизонтальной плоскости:

а) КАП под некоторым углом вверх или вниз от плоскости крыла с криволинейной поверхностью сопряжения или без нее: *canted winglet* (рисунок 1.13, а);

б) КАП под углом к плоскости крыла с плавной кривой вверх: *blended winglet* (рисунок 1.13, б);

в) сдвоенные КАП: *wingtip fence* (рисунок 1.13, в), *split winglets*

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лист	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

1102.102231.000 ПЗ

Лист

29

(рисунок 1.13, г), *Whitcomb winglet* (рисунок 1.13, д);

г) спироидные КАП: *closed spiroid, tipped spiroid* (рисунок 1.13, е);

2) сохранение КАП в горизонтальной плоскости:

а) традиционные концевые обтекатели;

б) КАП с бóльшим углом стреловидности, чем у крыла: *raked tip* (рисунок 1.13, ж).

Приведённый список разновидностей КАП на сегодняшний день широко применяется на самолётах ГА, однако не является исчерпывающим, многие компании развернули широкомасштабную борьбу с индуктивным сопротивлением при помощи КАП, результатами их работы является бесчисленное множество патентов и конфигураций форм законцовок.

Согласно данным компании «Boeing» [34] внедрение в конструкцию крыла самолётов серии *Boeing 737 NG* (-700, -800, -900) законцовок типа «*blended winglet*» позволило увеличить дальность полётов в среднем на 6 %. В особенности, заметный рост данного показателя достигнут на *Boeing 737-700* (таблица 1.6).

Таблица 1.6 – Увеличение дальности полётов ВС *Boeing 737-700, -800 и -900* за счёт установки винглетов

Модельный ряд семейства <i>Boeing 737 NG</i>	Дальность полёта, км		Относительное увеличение, %
	до внедрения винглетов	после внедрения винглетов	
700	6019,0	6730,2	11,8
800	5426,4	5667,1	4,4
900	4944,8	5046,7	2,1

К основным достоинствам КАП относят бóльшее снижение расхода топлива, чем при увеличении размаха крыла при одинаковых требованиях прочности, жесткости и управляемости; сохранение соответствия ВС требуемым габаритным размерам в аэродромах. К недостаткам можно отнести увеличенный изгибающий момент от самой массы КАП и действующих в полёте на неё аэродинамических сил; возможное чрезмерное повышение

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

1102.102231.000 ПЗ

Лист

30

устойчивости в отсутствие ветра и возникновение моментов, нарушающих устойчивость за счёт «парусности» при боковом ветре; смещение центра тяжести крыла из-за установки КАП приводит к уменьшению критической скорости флаттера; усиление болтанки при полётах в возмущенной атмосфере.

В таблице 1.7 на основе анализа, проведенного выше, представлены конструктивные меры по уменьшению индуктивной составляющей полного аэродинамического сопротивления самолётов, уже находящихся в эксплуатации, с целью сохранения их конкурентоспособности на долгосрочную перспективу.

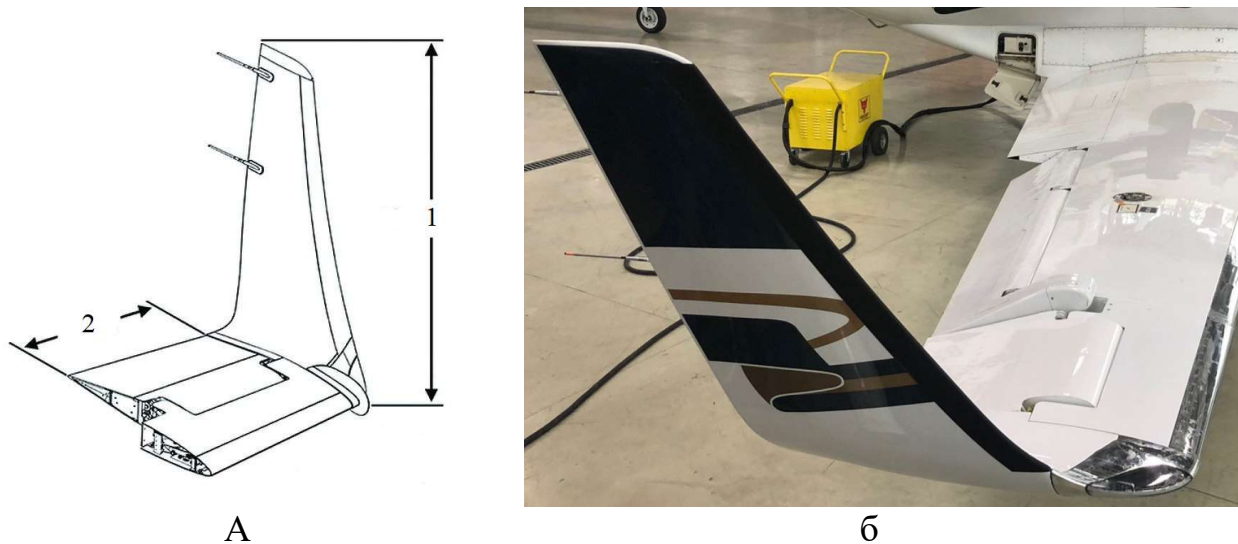
Таблица 1.7 – Методы доработок конструкции ВС, находящихся в эксплуатации, с целью уменьшения индуктивного сопротивления

Метод	Основные достоинства	Основные недостатки
Увеличение размаха крыла	Простота реализации с точки зрения аэродинамики	Необходимость пересмотра всей конструктивно-силовой схемы крыла и фюзеляжа из-за заметного роста изгибающего момента
Струйные законцовки крыла	Заметная эффективность для крыльев малого удлинения, отсутствие механически подвижных частей	Необходимость отбора сжатого воздуха от маршевых двигателей или ВСУ
Отрицательная кривизна крыла	Отсутствие нагружения крыла массовыми силами от дополнительных элементов	Необходимость перепроектировки крыла, высокая стоимость НИОКР
Концевые аэродинамические поверхности	Достижение эффективности для крыльев различной конфигурации	Необходимость упрочнения крыла ввиду нагружения его дополнительными массовыми силами и силами давления

Из приведенного перечня в таблице наиболее реализуемым методом является применение КАП, так как он не требует полного пересмотра конструктивно-силовой схемы фюзеляжа и крыла и не влияет на тяговые характеристики двигателей. Указанные ранее недостатки КАП могут быть устранены посредством активных систем демпфирования. К примеру, конструкция КАП типа «*blended winglet*», разработанная *Tamarack Aerospace Group* (система «*Atlas*») [35, 36], включает в себя две горизонтальные

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

поверхности, похожие на элерон. Система отслеживает и нивелирует возникающие крутящие и изгибающие моменты отклонением поверхностей, разгружающих крыло (рисунок 1.14). Предложенная система даёт возможность проектировать законцовки крыльев различной формы.



а – принципиальная схема, б – система, установленная на *Cessna 525*,
1 – КАП, 2 – горизонтальная аэродинамическая поверхность, разгружающая крыло

Рисунок 1.14 – Система «Atlas»

NASA исследует возможности механизации КАП с целью включения их в систему управления ВС [37]. Технология *SAW (Spanwise Adaptive Wing)* предполагает отклонение законцовок под некоторым углом вверх, вертикально вниз, а также сохранение КАП в плоскости крыла. Углы соответствуют режимам горизонтального полёта, посадки и взлёта. Очевидно, что изменение положений законцовок позволяет управлять подъемной силой и обеспечивает уменьшение индуктивного сопротивления. Вдобавок, возможно управление ВС по курсу на малых скоростях при внедрении в конструкцию КАП подвижных поверхностей, похожих на рули направления. Для уменьшения веса и габаритов механизма изменения положения КАП *NASA* также исследует возможности применения исполнительных механизмов на основе сплавов с эффектом памяти формы вместо привычных гидравлических или электромеханических приводов [38]. Серия лётных испытаний модели

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

самолёта под названием «*PTERA*» («*Prototype Test Evaluation Research Aircraft*»), рисунок 1.15), проведённых в период с конца 2015 года по начало 2018 года, признана успешной [39, 40]. Следующий этап – оснащение новой технологией палубного истребителя-бомбардировщика и штурмовика *F/A-18 Hornet* и проведение натурных лётных испытаний. Узловые испытания крыла, по заявлению *NASA*, уже проведены.



Рисунок 1.15 – Опытный БПЛА «*PTERA*»

В свою очередь, авиастроительная компания «*Airbus*» приступила к лётным испытаниям модели самолёта *A321* (рисунок 1.16), имеющей эластичные концевые части крыла [41].



Рисунок 1.16 – Испытательный полёт модели самолёта *A321* с отклоняющимися законцовками

Порядка 25 % площади консолей крыла со стороны концевых частей установлено на шарниры и может совершать маховые движения в полёте. Технология получила название «*AlbatrossOne*» и позволяет одновременно уменьшить индуктивное сопротивление, увеличить устойчивость самолёта и уменьшить величину нагрузки на крыло при полёте в неспокойной атмосфере и виражах. Предполагается, что крыло самолёта может иметь законцовки как в

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

заблокированном, так и в разблокированном состояниях.

На сегодняшний день отклоняемые КАП находятся на таком этапе, когда их применением обеспечивается уменьшение размаха крыла для соответствия самолёта требованиям аэродромов и уменьшения стоимости стоянки. К примеру, технология складывающегося у концевых частей крыла реализована на самолётах серии *Boeing 777X* (рисунок 1.17), это позволяет варьировать размах с 64,8 метров на земле до 71,8 метров в полёте. В полёте законцовка переводится в плоскость крыла и представляет собой традиционную КАП типа «*raked tip*». Тем не менее идея применения складных крыльев не нова: технология была использована на самолётах палубной авиации (например, Су-33 и Як-38), бомбардировщике *XB-70 Valkyrie*, а также в проекте грузового и пассажирского двухпалубного широкофюзеляжного самолёта КР-860 «Крылья России», разрабатывавшемся ОКБ Сухого.



Рисунок 1.17 – Отклоняющаяся КАП, установленная на *Boeing 777X*

Выводы

1 Проведён анализ статистической информации о перевозке пассажиров воздушным транспортом, определено место гражданской авиации в транспортной системе страны. Пассажиропоток и пассажирооборот в ГА РФ увеличиваются из года в год. Такая тенденция будет сохраняться в долгосрочной перспективе. Доля гражданского воздушного транспорта в общем пассажирообороте страны составляет порядка 41,5 %, что несколько выше мировых показателей.

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

2 Рассмотрен состав отечественного самолётного парка. Парк гражданских самолётов авиакомпаний РФ преимущественно состоит из иностранной АТ. В количественном аспекте она доминирует в классе средне- и дальнемагистральных самолётов над продукцией отечественного авиапрома. Напротив, благодаря самолётам SSJ 100, в классе ближнемагистральных самолётов удельный вес отечественной АТ выше иностранной. Основную долю реестра гражданских ВС РФ составляют морально и физически устаревшие самолёты.

3 Для улучшения конкурентной способности эксплуатируемого парка ВС рассмотрена возможность повышения его аэродинамических показателей. По результатам проведённого анализа концевые аэродинамические поверхности являются оптимальным конструктивным решением, так как могут быть установлены на эксплуатируемый парк ВС без полного пересмотра конструктивно-силовой схемы крыла.

4 Исследование подвижных КАП является перспективным направлением, так как их внедрением может быть обеспечено управление подъемной силой крыла и оптимальное увеличение его аэродинамического качества в зависимости от этапа полёта.

Инв. № подл.						Подп. и дата			
							Инв. № дубл.		
								Взам. инв. №	
									Подп. и дата
					1102.102231.000 ПЗ	Лист			
Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата		35			

2 Проектирование подвижных концевых аэродинамических поверхностей

2.1 Конструкция концевых аэродинамических поверхностей базового крыла

КАП крыла на ВС *RRJ-95B* и *LR* представляет собой обтекатель, закрепленный на нервюре № 21. На передней и задней кромках КАП имеются посадочные места для установки аэронавигационных огней (АНО) и маяка предупреждения о столкновении. Конструкция включает в себя обшивку, диафрагмы, концевой стрингер и обтекатель АНО (рисунок 2.1).

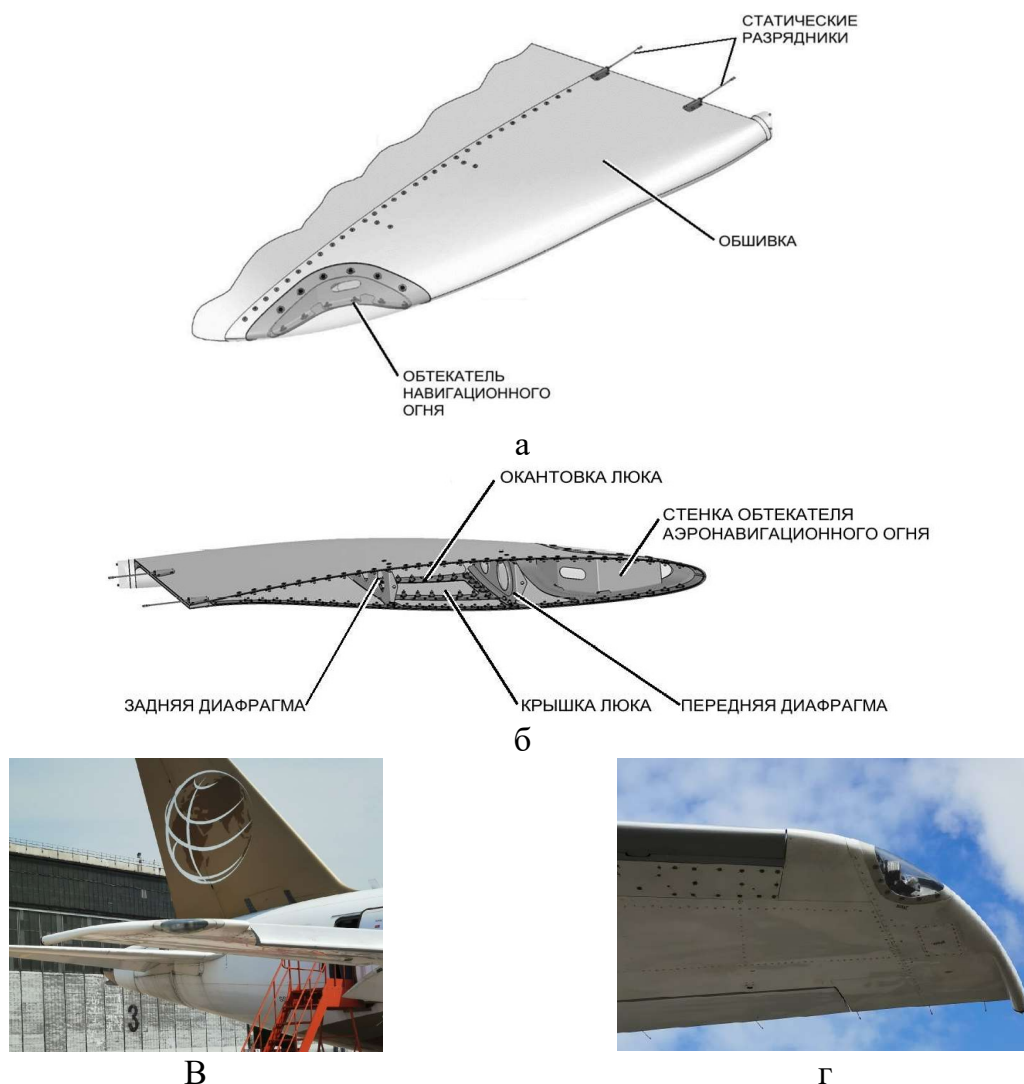


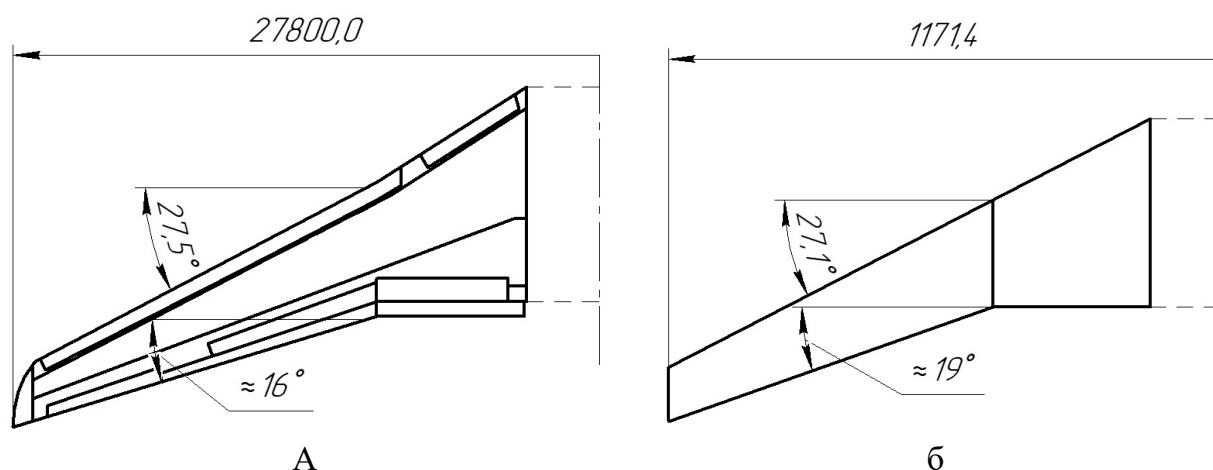
Рисунок 2.1 – Конструкция КАП базового крыла

Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

2.2 Аэродинамическое исследование базового крыла

Ввиду отсутствия аэродинамических характеристик планера *SSJ 100* проектирование подвижных КАП произведено на базе модели *DLR-F4*, конструктивно близкой к ближнемагистральным самолётам. На рисунке 2.2 представлены формы крыльев *SSJ 100* и *DLR-F4* в плане в разных масштабах. Как видно из рисунка, конструкции крыльев подобны. В таблице 2.1 приведены данные крыльев. По таким параметрам, как угол стреловидности по передней кромке и по линии 1/4 хорд, удлинение, угол *V*-крыла крылья являются близкими друг к другу.



а – *SSJ 100*, б – *DLR-F4*

Рисунок 2.2 – Формы крыльев в плане

Таблица 2.1 – Параметры крыльев *SSJ 100* и *DLR-F4*

Параметр	<i>SSJ 100</i>	<i>DLR-F4</i>
Характерная площадь, м ²	83,8000	0,1454
САХ, м	3,1064	0,1412
Размах крыла, м	27,8000	1,1714
Угол стреловидности по передней кромке, град	27,5	27,1
Угол стреловидности по линии 1/4 хорд, град	25	25
Удлинение крыла	9,22	9,50
Сужение крыла	0,248	0,300
Угол <i>V</i> -крыла, град	5	4,8

Моделирование обтекания модели потоком воздуха и получение

Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

1102.102231.000 ПЗ

Лист

37

аэродинамических характеристик произведено в программном комплексе численного гидрогазодинамического моделирования *ANSYS CFX*. Форма расчётной области и её геометрические параметры приведены на рисунке 2.3. В целях минимизации времени расчёта в моделировании задействована только половина области. На геометрической модели построена неструктурированная тетраэдрическая сетка с замельчением по поверхностям планера, входной и выходной кромок крыла и законцовки, в зоне тела влияния (ТВ). Дополнительно по поверхности планера построены структурированные слои из призматических элементов (слои инфляции). В проектировании использовано две конфигурации сеток, их характеристики приведены в таблице 2.2.

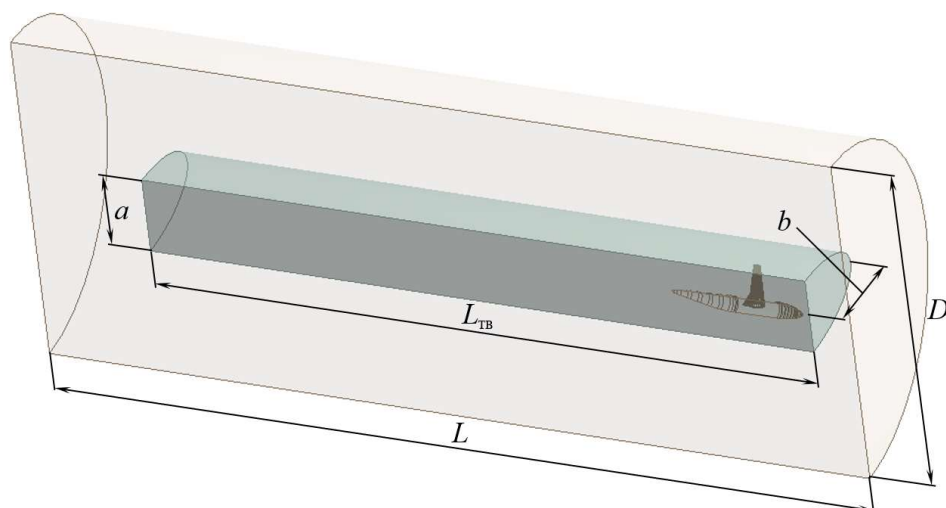


Рисунок 2.3 – Форма области моделирования и её основные геометрические параметры

Таблица 2.2 – Характеристики расчётных сеток

Параметр		Конфигурация сетки	
		«Грубая»	«Мелкая»
<i>I</i>	2	3	4
<i>L</i>	мм	4659,6	7483,6
<i>L_{ТВ}</i>		3650,0	6050,0
<i>D</i>		2542,0	3106,1
<i>A</i>		512,5	706,0
<i>B</i>		697,8	847,2
Минимальный размер элемента		25	20
Максимальный размер элемента		30	30

Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

Окончание таблицы 2.2

1	2	3	4
Размер элемента в зоне тела влияния	мм	15	13
Высота первого призматического слоя		0,180	0,002
Кратность роста высоты		1,25	1,425
Количество призматических слоев		15	25
Количество элементов	млн	8,134	24,460
Количество узлов		1,858	5,562

Материал – воздух, подчиняющийся уравнению идеального газа (*Air Ideal Gas*), вязкость которого изменяется в соответствии с уравнением Сазерлэнда [42]. Установлена модель теплопереноса «*Total Energy*», модели турбулентности «*k-ε*» – для сетки грубой конфигурации, «*Shear Stress Transport*» – для сетки мелкой конфигурации. Относительное давление (*Reference Pressure*) – 101325 Па.

В моделируемой области установлены следующие граничные условия (рисунок 2.4):

- *Inlet* (вход): скорость $W_{\infty} = 255,2$ м/с; статическая температура $T_{\infty} = 288,2$ К;
- *Opening 1* и *Opening 2* (открытые среды): избыточное статическое давление $p_{i,\infty} = 21917$ Па; статическая температура $T_{\infty} = 288,2$ К;
- *Wall* (стенка): без проскальзывания (*No Slip*), гидравлически гладкая (*Smooth Wall*), адиабатически изолированная (*Adiabatic*);
- *Symmetry* (плоскость симметрии).

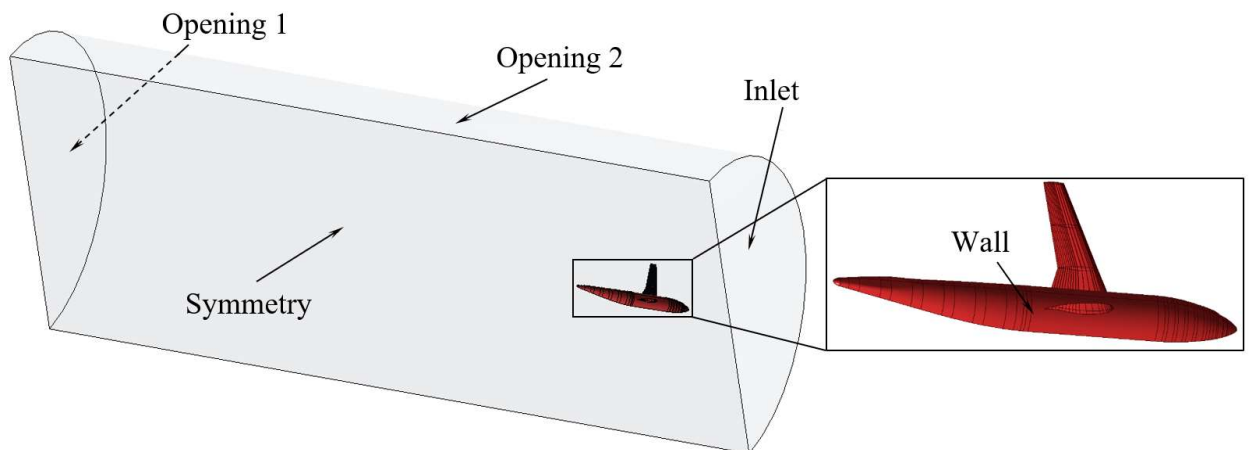


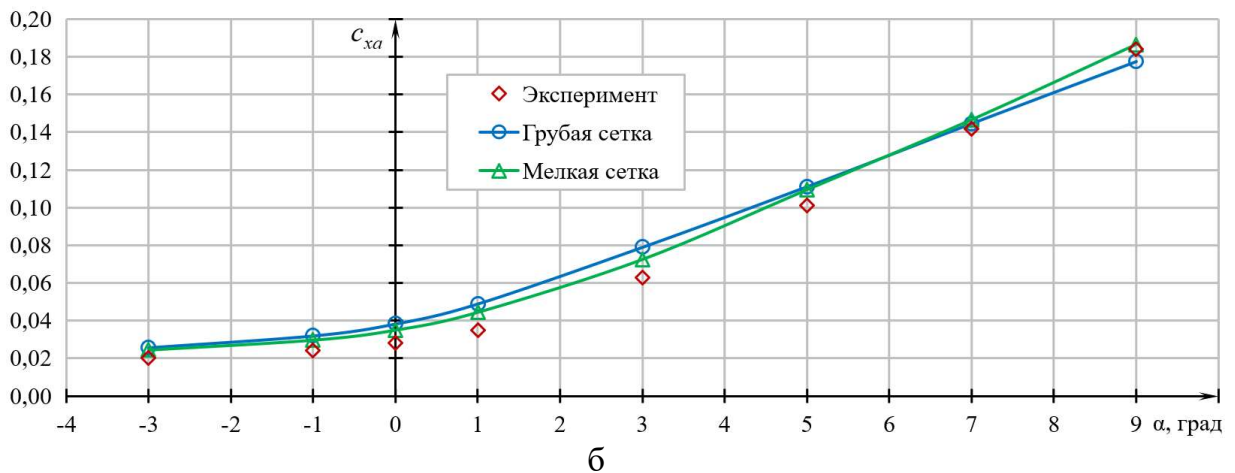
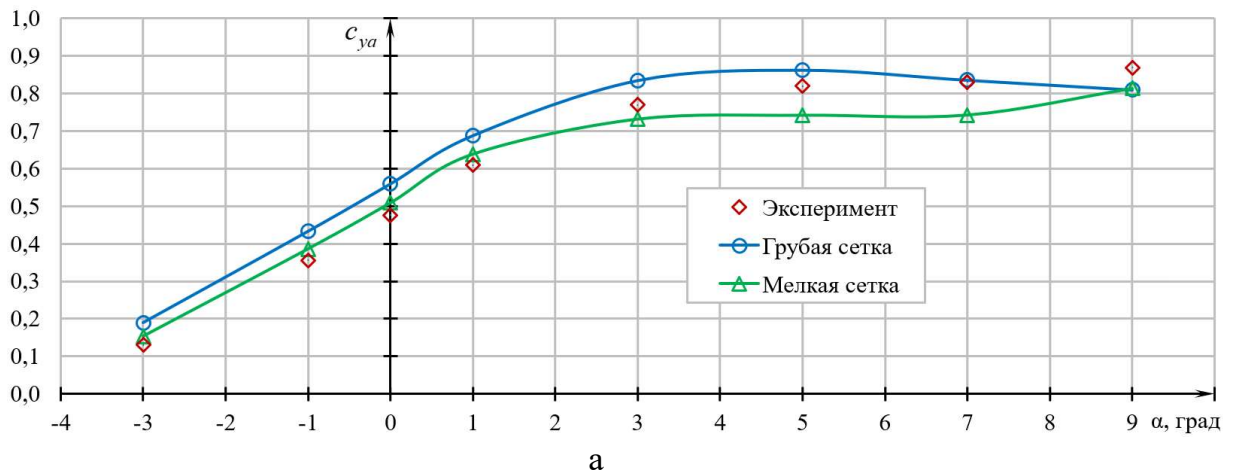
Рисунок 2.4 – Установленные граничные условия

Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

Значения граничных условий выбраны для обеспечения аэродинамического подобия (равенства критериальных чисел $Re = 3 \cdot 10^6$ и $M = 0,75$) и валидации вычислений средствами конечно-элементного анализа. Валидация произведена посредством сравнения значений аэродинамических коэффициентов подъемной силы (c_{ya}) и силы сопротивления (c_{xa}) в скоростной системе координат, полученных в ходе численного и физического экспериментов.

На рисунке 2.5 изображены зависимости c_{ya} и c_{xa} от установочного угла атаки α , полученные в ходе эксперимента [43] и численного моделирования.



а – коэффициент подъемной силы, б – коэффициент силы сопротивления
Рисунок 2.5 – Зависимости аэродинамических коэффициентов *DLR-F4* от угла атаки, полученные различными методами

Основным достоинством грубой сетки является быстрота сходимости решения, недостаток – высокая погрешность, достоинство мелкой сетки –

Подп. и дата
Инв. № дудл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

близость полученных результатов к экспериментальным данным, недостаток – большое время сходимости.

Моделированием грубой сеткой установлено, что уменьшение коэффициента подъемной силы начинается с угла атаки в 5° . В то же время по результатам эксперимента и расчёта мелкой сеткой в исследуемом диапазоне углов атаки падения подъемной силы не наблюдается. Следовательно, расчётом при помощи грубой сетки прогнозируется раннее развитие срыва потока с поверхности крыла. Зависимость $c_{ya}(\alpha)$, полученная моделированием на мелкой сетке, в линейной части наиболее точно описывает экспериментальные данные. С переходом в нелинейную часть заметно отклонение, но качественно зависимости близки друг к другу. Возможная причина несоответствия данных – недостаточное качество сетки в местах появления отрицательных градиентов давления, возникающих при увеличении угла атаки.

Зависимости $c_{xa}(\alpha)$, полученные на грубой и мелкой сетке качественно повторяют результаты эксперимента, однако результаты расчётов на мелкой сетке в количественном плане наиболее близки к экспериментальным.

2.3 Вариантное проектирование подвижных концевых аэродинамических поверхностей

В общем случае КАП, являясь трехмерным телом, имеет 6 геометрических параметров:

- угол отклонения средней линии от вертикали (*sweep angle*, ζ);
- угол развала (*cant angle*, ψ);
- угол крутки (*twist angle*, ξ);
- высота (*height*, h);
- радиус скругления (*fillet radius*, R);
- сужение (*taper ratio*, $b_{0,КАП} / b_{к,КАП}$).

Подп. и дата	
Инв. № дудл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

1102.102231.000 ПЗ

Лист

41

Из рисунка 2.6 ясно, что задача оптимизации имеет 6 степеней свободы, получение поверхности отклика целевой функции даже при грамотном подходе к планированию численного эксперимента с крылом простой конфигурации может потребовать значительных вычислительных мощностей и времени.

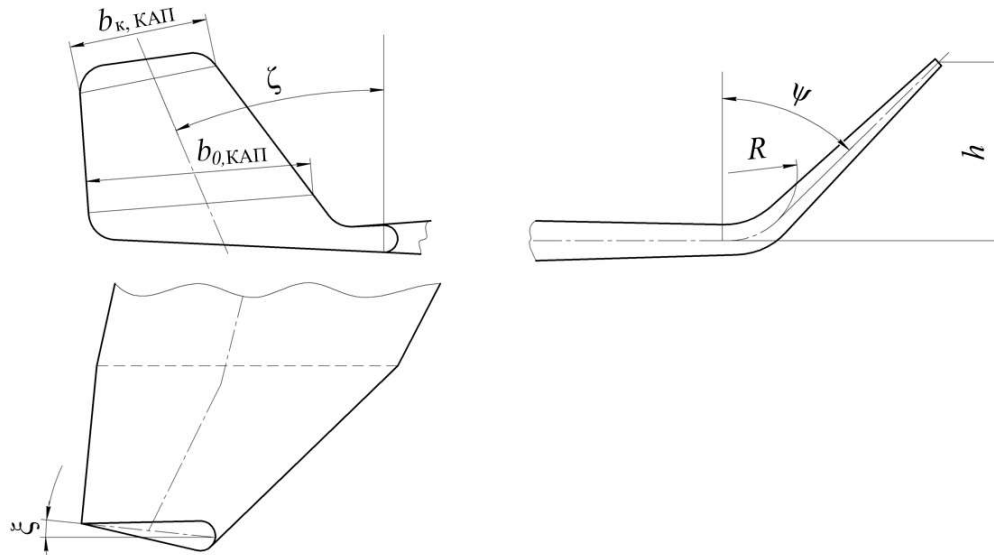


Рисунок 2.6 – Основные геометрические параметры КАП

В данном исследовании задача имеет только одну степень свободы: варьируемым параметром выступает угол развала. Схема рассматриваемой конструкции КАП, установленной на модели самолёта, изображена на рисунке 2.7.

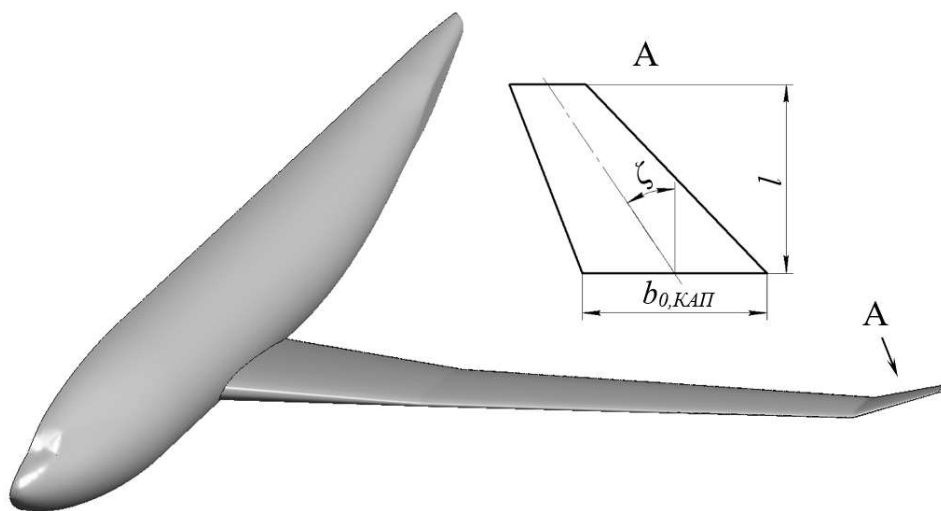


Рисунок 2.7 – Параметризованная САПР-модель DLR-F4 с КАП

Инв. № подл.	Подп. и дата	Взам. инв. №	Инв. № дубл.	Подп. и дата	Подп. и дата	Лист	1102.102231.000 ПЗ	42

Длина КАП l равна 60,0 мм (порядка 5,0 % размаха крыла), длина хорды b_0 равна 58,2 мм и не совпадает с концевой хордой базового крыла, так как помимо подвижной КАП конструктивно предусмотрен отсек для установки трансмиссии. Он представляет собой удлинение крыла на 6 мм (примерно 0,5 % размаха крыла). Угол отклонения средней линии КАП от вертикали равен 33°. Сужение постоянно и равно 0,416.

Угол развала КАП варьируется дискретно на четырех уровнях: 0, 15, 45, 75°, а угол атаки крыла – на восьми: -3, -1, 0, 1, 3, 5, 7, 9°. В качестве целевой функции принято относительное изменение аэродинамического качества. Его значение определяется на отдельных углах атаки последовательной подстановкой углов развала КАП (формула (2.1)).

$$\Delta \bar{K} = \frac{K^{(\alpha, \psi)} - K_0^{(\alpha)}}{K_0^{(\alpha)}} \cdot 100 \% \rightarrow \max, \quad (2.1)$$

где $K_0^{(\alpha)}$ – аэродинамическое качество базового крыла при угле атаки α ;

$K^{(\alpha, \psi)}$ – аэродинамическое качество крыла при угле атаки α с КАП, установленной под углом ψ .

В соответствии с принятыми варьируемыми параметрами и количеством уровней варьирования, для определения оптимальных геометрических конфигураций КАП необходимо провести 32 расчёта. Проведение такого количества расчётов на мелкой сетке требует много времени, поэтому принята следующая стратегия:

- 1) определение аэродинамических характеристик для 32 возможных геометрических конфигураций моделированием на грубой сетке;
- 2) анализ полученных результатов, отбор оптимальных «кандидатов»;
- 3) уточнение значения аэродинамических характеристик для выбранных значений углов атаки крыла и геометрических параметров КАП.

Подъемная сила Y_a и полная сила сопротивления крыла X_a определяются интегрированием полей давления и касательных напряжений по поверхности

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

модели (интегрирование по так называемому принципу «near-field»). Вычисление интегралов производится встроенной в калькулятор постпроцессора ANSYS CFX функцией «force» в выбранном направлении [44].

Аэродинамическое качество зависит от подъемной силы и силы сопротивления крыла (или их коэффициентов, формула (2.2)).

$$K = \frac{Y_a}{X_a} = \frac{c_{ya}}{c_{xa}}. \quad (2.2)$$

В свою очередь, аэродинамические коэффициенты определяются по формуле (2.3):

$$\begin{aligned} c_{ya} &= \frac{2Y_a}{\rho_{\infty} W_{\infty}^2 S_{ref}}; \\ c_{xa} &= \frac{2X_a}{\rho_{\infty} W_{\infty}^2 S_{ref}}, \end{aligned} \quad (2.3)$$

где ρ_{∞} – плотность воздуха (из условия обеспечения аэродинамического подобия $\rho_{\infty} = 1,49 \text{ кг/м}^3$).

S_{ref} – характерная площадь.

Характерная площадь крыла DLR-F4 определяется его формой в плане с учётом центральной части в виде прямоугольника (рисунок 2.2, б). Ввиду симметрии задачи $S_{ref,кр} = 0,0727 \text{ м}^2$. Для вычисления аэродинамических коэффициентов модифицированного крыла целесообразно определить зависимость характерной площади $S_{ref,мод}$ от угла развала КАП (формула (2.4)).

$$\begin{aligned} S_{ref,мод} &= S_{ref,кр} + S_{ref,отс} + S_{ref,КАП} = \\ &= S_{ref,кр} + b_k \frac{1 + \eta_{отс}}{2} \cdot \frac{l_{отс} \sin(\pi/2 - \psi + V)}{\pi/2 - \psi + V} + lb_k \eta_{отс} \frac{1 + \eta_{КАП}}{2} \sin(\psi - V), \end{aligned} \quad (2.4)$$

где $S_{ref,отс}$ – характерная площадь отсека КАП;

$S_{ref,КАП}$ – характерная площадь КАП;

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

$b_k = 60,64$ мм – концевая хорда крыла;

$\eta_{отс} = 0,960$ – сужение отсека;

$l_{отс} = 6,00$ мм – длина отсека (рисунок 2.8);

$\eta_{КАП} = 0,416$ – сужение КАП.

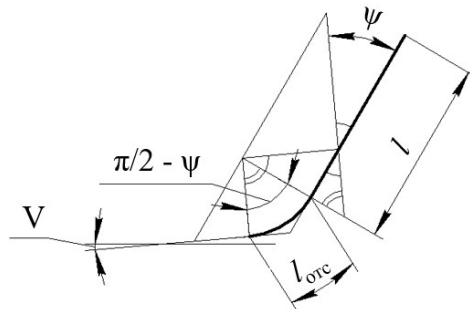


Рисунок 2.8 – Геометрические параметры КАП в плоскости, перпендикулярной строительной оси модели *DLR-F4*

Как видно из формулы (2.4), функциональная зависимость характерной площади модифицированного крыла от угла развала имеет сложную форму. Однако значения площадей варьируются в узких пределах. Так, максимальная абсолютная разница между характерной площадью базового крыла и модифицированного достигает величины $0,11 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$ при угле развала КАП 75° (рисунок 2.9), что в относительных величинах составляет 1,56 %. На основании проведённого анализа можно принять, что характерная площадь крыла с КАП остаётся постоянной и равной площади базового крыла.

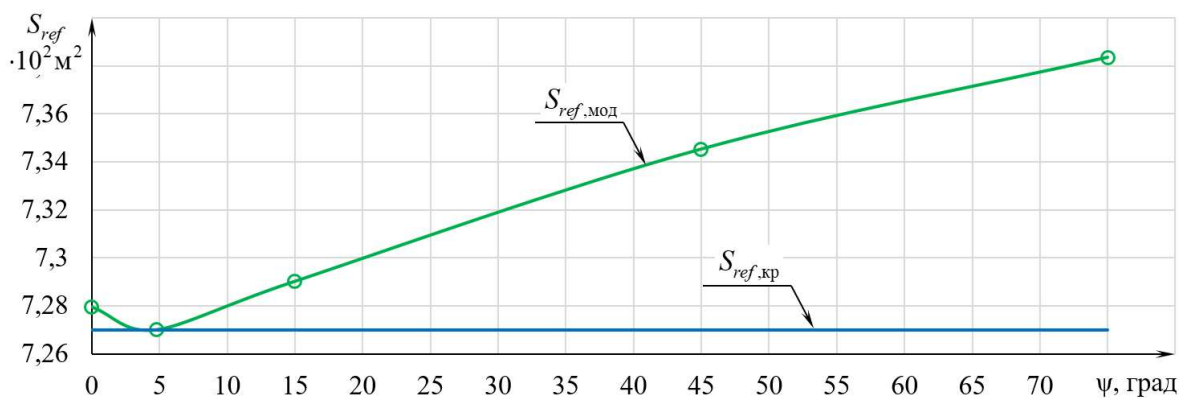
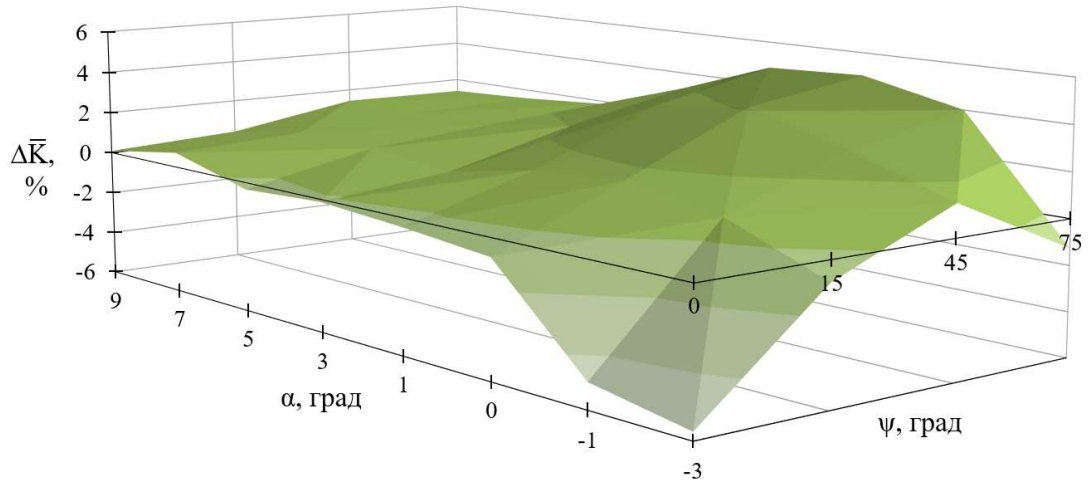


Рисунок 2.9 – Изменение характерной площади крыла в зависимости от угла развала

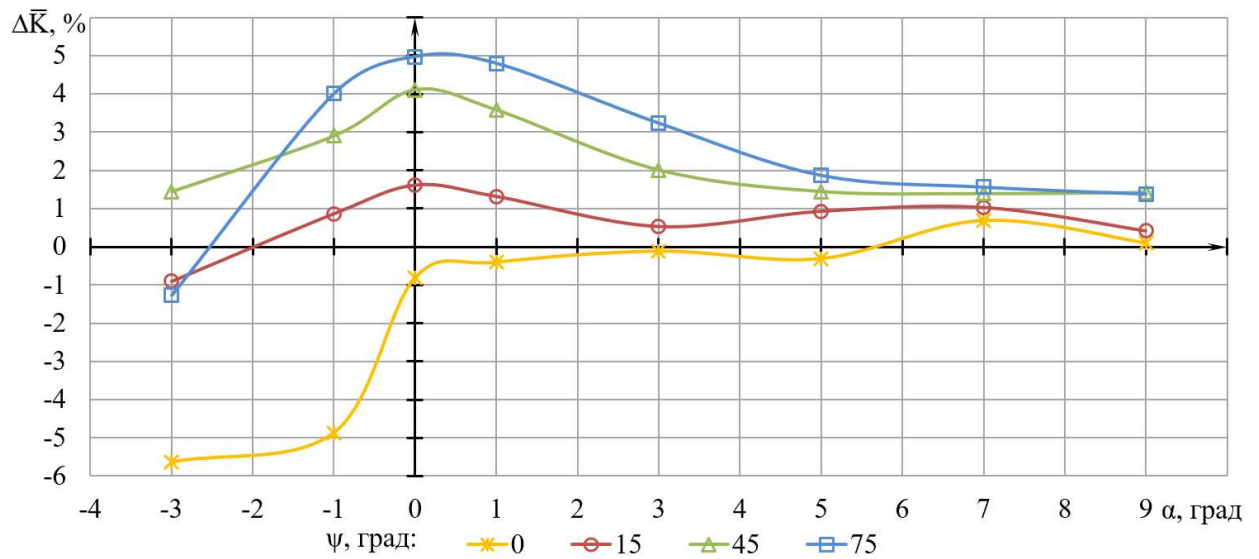
Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

На рисунке 2.10 представлены полученная поверхность отклика (трехмерное) и семейство параметрических кривых (двухмерное представление результатов), характеризующих относительное изменение аэродинамического качества в зависимости от угла атаки и угла развала КАП.



а



б

а – поверхность отклика, б – семейство параметрических кривых
Рисунок 2.10 – Изменение аэродинамического качества в зависимости от угла развала КАП на разных углах атаки

В соответствии с результатами моделирования, наибольший прирост аэродинамического качества достигается при $\alpha = 0$ и $\psi = 75^\circ$ – 4,97 % (на крейсерском режиме), установка КАП с $\psi = 0$ при $\alpha = 0$ даёт уменьшение аэродинамического качества на 5,63 %. Область максимальных значений $\Delta \bar{K}$

Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

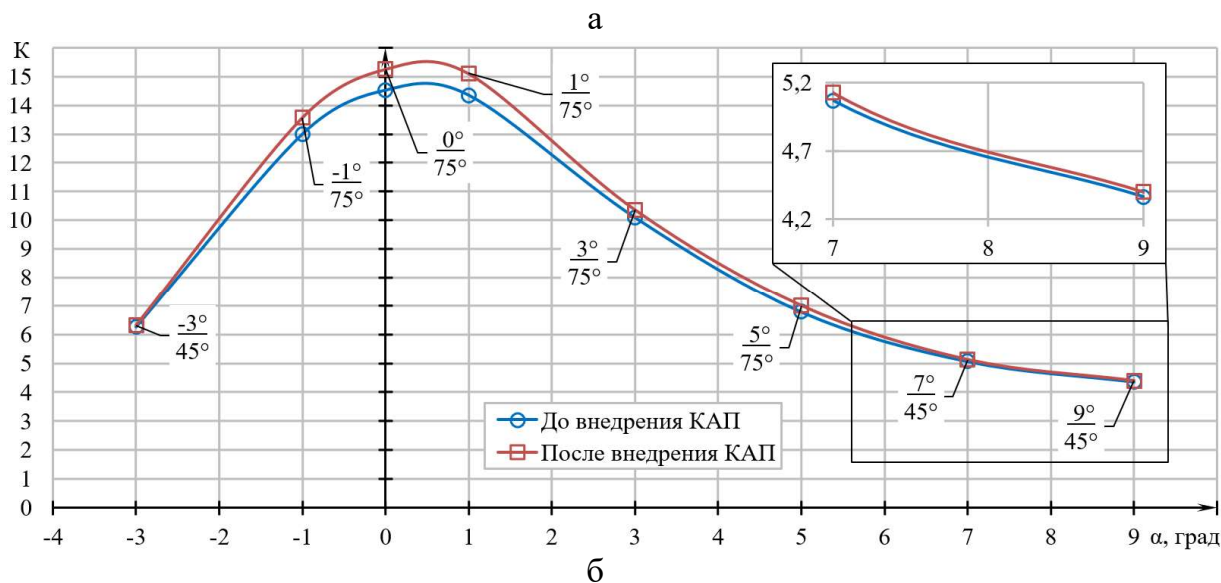
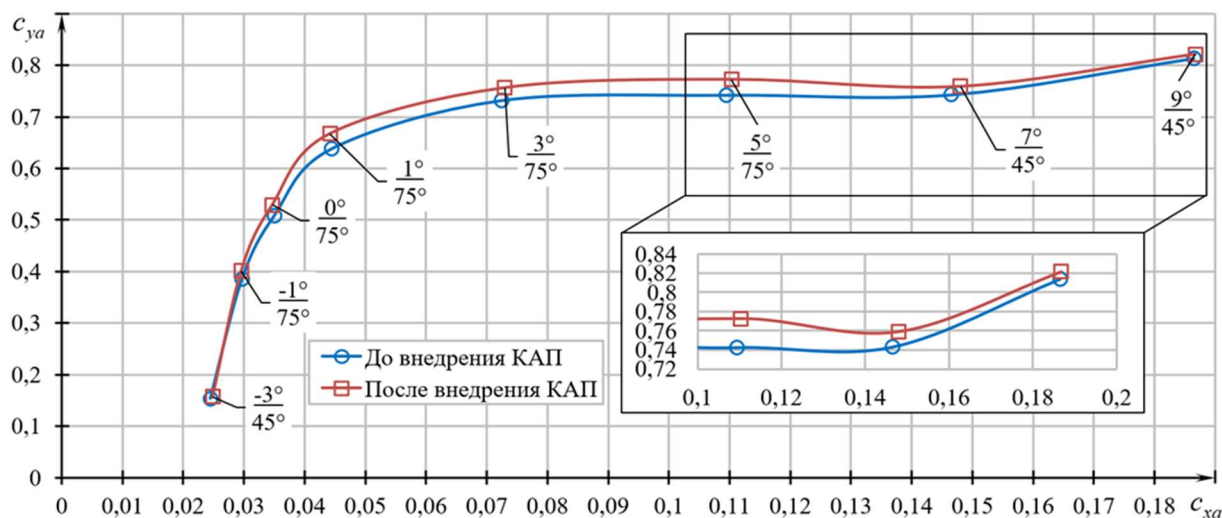
Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

лежит в пределах малых углов атаки, так как с его ростом угла атаки с поверхности крыла начинают сбегать вихри всё большей интенсивности, а при отрицательных углах атаки подъемная сила меньше, чем при положительных. При угле атаки $\alpha = -3^\circ$ эффективность проявляет только КАП с углом развала $\psi = 45^\circ$, при этом КАП других конфигураций дают уменьшение аэродинамического качества. С приближением угла атаки к нулевому всё большую эффективность демонстрирует КАП с $\psi = 75^\circ$, и при $\alpha \approx -1,3^\circ$ наиболее эффективным становится установка КАП с $\psi = 75^\circ$. При переходе к положительным углам атаки и их увеличении КАП с $\psi = 15, 45, 75^\circ$ начинают терять эффективность, при этом уменьшение $\Delta\bar{K}$ тем стремительнее, чем больше угол развала. Например, средние градиенты $\partial\Delta\bar{K}/\partial\alpha$ на отрезке $\alpha \in [0;5]$ составляют -0,064, -0,097, -0,168 %/град для $\psi = 15, 45, 75^\circ$, соответственно. Убывание $\Delta\bar{K}(\alpha, \psi)$ для $\psi = 45, 75^\circ$ происходит таким образом, что к концу исследуемого диапазона углов атаки их значения становятся практически одинаковыми: $\Delta\bar{K} = 1,42\%$ для $\psi = 45^\circ$ и $\Delta\bar{K} = 1,38\%$ для $\psi = 75^\circ$. При $\alpha = 7^\circ$ прирост аэродинамического качества для углов развала 45 и 75° составил 1,40% и 1,56%. Заметной эффективности при установке КАП с углом развала 0° не наблюдается.

Таким образом, на малых положительных и отрицательных углах атаки ($\alpha = -1, 0, 1, 3, 5^\circ$) эффективны КАП, близкие к горизонтальным ($\psi = 75^\circ$). Прирост аэродинамического качества достигается благодаря росту подъемной силы. С увеличением или уменьшением угла атаки ($\alpha = -3, 7, 9^\circ$) они становятся неэффективными из-за сбегających концевых вихрей при больших углах атаки и меньшей подъемной силы при отрицательных углах атаки. На больших углах атаки эффективность приобретают КАП, близкие к вертикальным. Рост аэродинамического качества происходит преимущественно благодаря уменьшению сопротивления, нежели подъемной силы.

Инв. № подл.	Подп. и дата
Взам. инв. №	Инв. № дубл.
Подп. и дата	Подп. и дата

Значения аэродинамических характеристик на выбранных значениях углов атаки и развала КАП были уточнены моделированием на сетке мелкой конфигурации. На рисунке 2.11 представлено изменение аэродинамических характеристик модели *DLR-F4* при внедрении подвижных КАП (числитель – угол атаки, знаменатель – угол развала КАП).



а – поляры базовой и модифицированной конструкции,
 б – зависимость аэродинамического качества от угла атаки

Рисунок 2.11 – Изменение аэродинамических характеристик модели

DLR-F4 при внедрении подвижных КАП

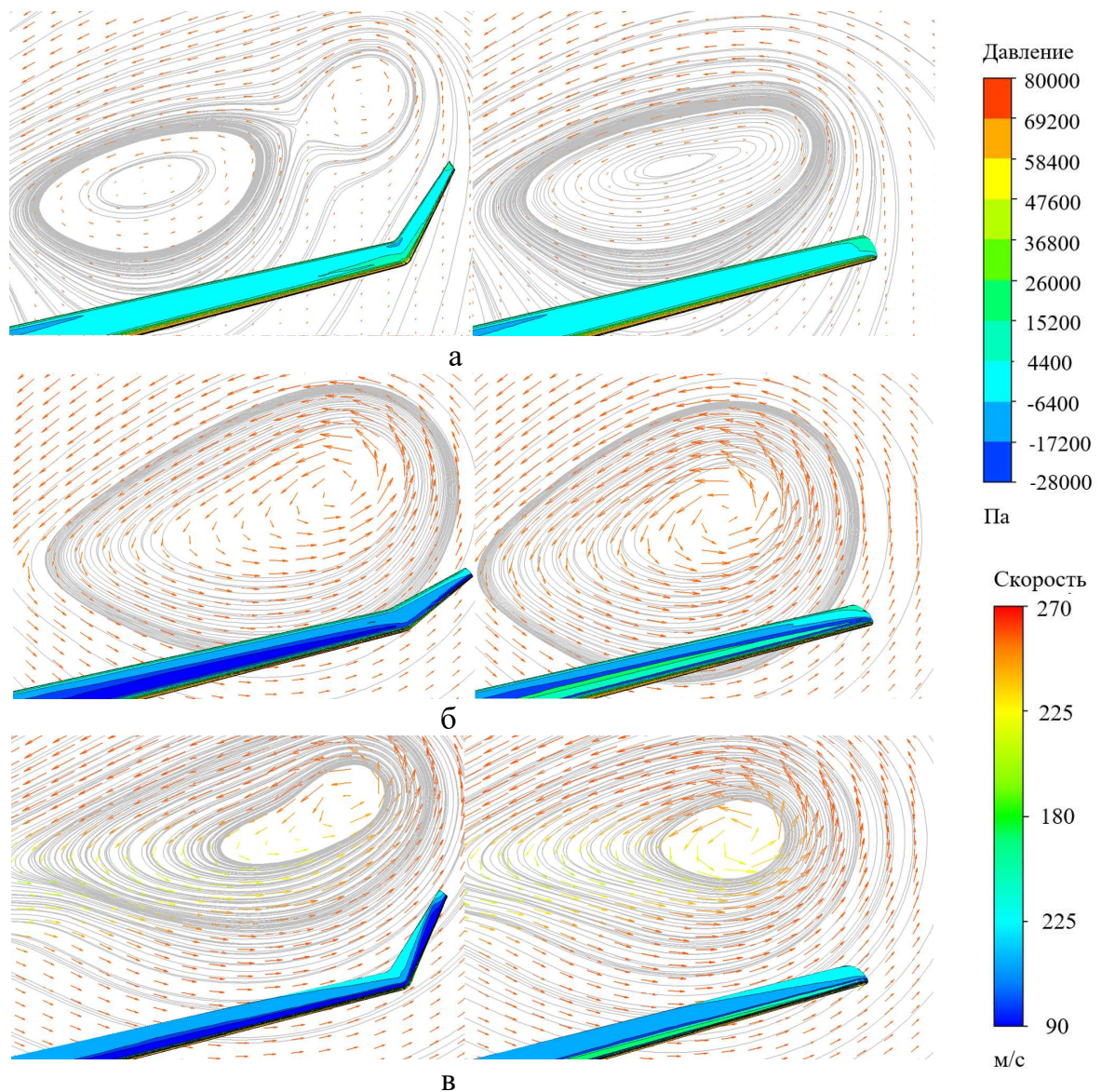
Прогнозируемые значения относительного прироста аэродинамического качества несущественно отличаются от полученных на грубой сетке. Наибольшее отклонение результатов заметно при $\alpha = 5^\circ$: прогноз прироста

Подп. и дата	
Инв. № дудл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

грубой сеткой – 3,26 %, мелкой сеткой – 1,89 %. Больше всего результаты совпадают при $\alpha = 0$: прогноз прироста грубой сеткой – 5,07 %, мелкой сеткой – 4,97 %. На остальных углах атаки абсолютная разница результатов не превышает 0,70 %.

На рисунке 2.12 изображены распределения поперечных составляющих векторов скоростей и линии тока в контрольной плоскости, находящейся на расстоянии 1 м от носовой точки модели *DLR-F4*, при разных углах атаки крыла и углах развала КАП.



а – $\alpha = -3^\circ$, $\psi = 45^\circ$, б – $\alpha = 0$, $\psi = 75^\circ$, в – $\alpha = 9^\circ$, $\psi = 45^\circ$

Рисунок 2.12 – Картины движения воздуха за крылом в контрольной плоскости при наличии и отсутствии подвижных КАП

Подп. и дата	
Инв. № дудл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

По форме линий тока в контрольных плоскостях ясно, что благодаря КАП, сбегаящий с концевой части полуплоскости крыла вихрь стремится разделиться на два. При угле атаки $\alpha = -3^\circ$ вихрь явно разделён, при этом скорости вихрей направлены в противоположную сторону, что говорит об уменьшении интенсивности вихревой пелены.

Определено, что на этапе взлёта и посадки наиболее эффективны КАП с углом развала $\psi = 45^\circ$, а на малых углах атаки, соответствующих крейсерскому режиму полёта – КАП $\psi = 75^\circ$. На малых углах атаки увеличение аэродинамического качества достигается за счёт роста подъемной силы, на больших положительных и отрицательных – благодаря одновременному уменьшению сопротивления и увеличению подъемной силы.

2.4 Определение сил, действующих на концевую аэродинамическую поверхность в полёте

Определение аэродинамических сил, действующих на КАП в полёте необходимо не только для оценки изменения аэродинамического качества, но и для вычисления потребного крутящего момента привода КАП, проектирования их трансмиссии.

За расчётный случай принят горизонтальный полёт модели ВС *DLR-F4* на высоте $H_{\text{п}} = 10$ км со скоростью, соответствующей $M_{\text{п}} = 0,75$. Согласно данным Международной стандартной атмосферы [45], на выбранной высоте окружающая среда имеет следующие значения тепло-физических свойств: статическая температура $T_{\infty} = 223,3$ К, плотность $\rho_{\infty} = 0,414$ кг/м³, динамическая вязкость $\mu_{\infty} = 1,458 \cdot 10^{-5}$ Па·с. Средняя аэродинамическая хорда КАП равна 41,3 мм. Число Рейнольдса определяется из формулы (2.5):

$$Re_{\infty} = \frac{\rho_{\infty} W_{\infty} b_{\text{САХ}}}{\mu_{\infty}} = \frac{\rho_{\infty} M_{\text{п}} \sqrt{kRT_{\infty}} b_{\text{САХ}}}{\mu_{\infty}}; \quad (2.5)$$

Инв. № подл.	Подп. и дата	Инв. № дубл.	Взам. инв. №	Подп. и дата	Лист
	1102.102231.000 ПЗ				
	Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

где $k = 1,41$ – показатель адиабаты воздуха;

$R = 287$ Дж/(кг · К) – газовая постоянная воздуха;

С учетом выбранных значений число Рейнольдса равно:

$$Re_{\infty} = \frac{0,41 \cdot 0,75 \cdot \sqrt{1,4 \cdot 287,0 \cdot 233,3 \cdot 41,3 \cdot 10^{-3}}}{1,46 \cdot 10^{-5}} = 268918 \approx 269000.$$

Крыло *DLR-F4* набрано из сверхкритических профилей *DFVLR-R4*. По известному наименованию профиля, числу Рейнольдса и числу Маха были найдены значения аэродинамических коэффициентов в зависимости от угла атаки [46]. По ним методом наименьших квадратов были построены интерполирующие функции (рисунок 2.13).

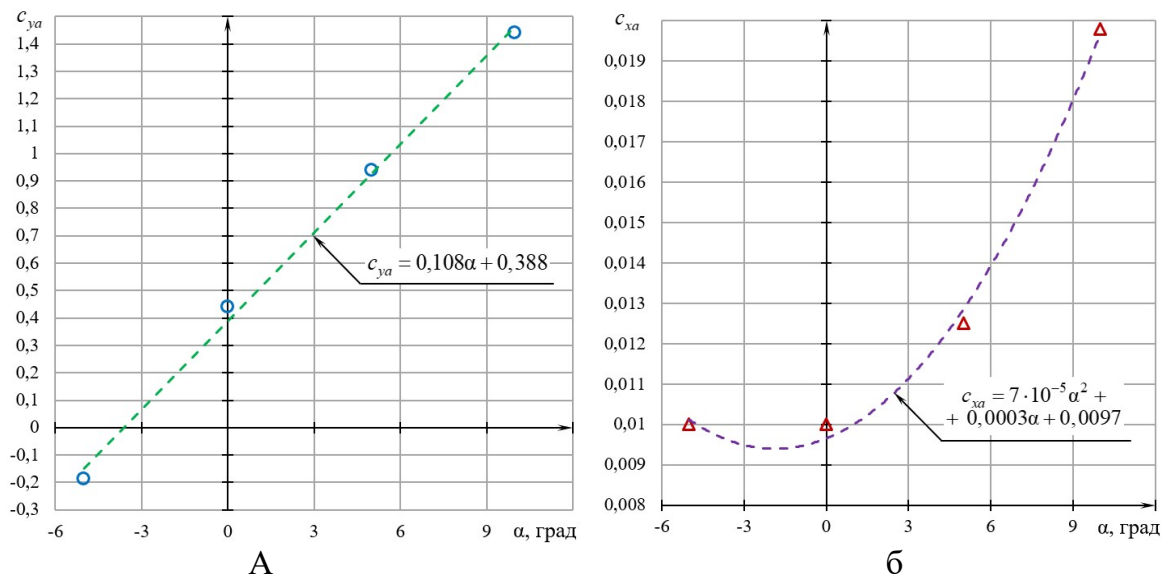


Рисунок 2.13 – Изменение аэродинамических коэффициентов профиля *DFVLR-R4* в зависимости от угла атаки

Действующие на трехмерную КАП силы с учётом угла стреловидности передней кромки ($\chi_{пк,КАП}(\alpha)$) находятся по формуле (2.6) [47]:

$$Y_a = c_{ya} \frac{\rho_{\infty} W_{\infty}^2}{2} S_{ref,отс+КАП} \cos^2 \chi_{пк,КАП};$$

$$X_a = c_{xa} \frac{\rho_{\infty} W_{\infty}^2}{2} S_{ref,отс+КАП} \cos^3 \chi_{пк,КАП};$$
(2.6)

Подп. и дата
Инв. № дудл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

где $S_{ref,отс+КАП} = S_{ref,отс} + S_{ref,КАП}$ – характерная площадь КАП с отсеком.

Угол стреловидности передней кромки КАП зависит от угла атаки крыла (рисунок 2.14). Аналитически эта зависимость имеет вид, представленный в формуле (2.7):

$$\sin \chi_{ПК,КАП}(\alpha) = \sin \chi_{ПК,КАП,0} \cdot \cos \alpha. \quad (2.7)$$

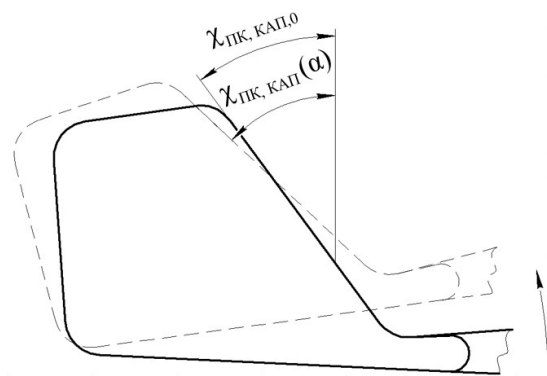


Рисунок 2.14 – Изменение угла стреловидности передней кромки КАП при изменении угла атаки крыла

В исследуемом интервале углов атаки крыла $\alpha = -3 \dots 9^\circ$ $\cos \alpha$ изменяется в узком диапазоне значений – от 0,9986 до 0,9877. На основании этого можно принять, что $\cos \alpha \approx 1$ и $\chi_{ПК,КАП}(\alpha) = \chi_{ПК,КАП,0}$.

В условии отсутствия геометрической крутки профилей угол атаки КАП можно принять равным углу атаки крыла.

Ниже изложен расчёт сил, действующих на КАП при $\alpha = -3^\circ$ и $\psi = 75^\circ$:

$$W_\infty = 0,75 \sqrt{1,4 \cdot 287,0 \cdot 223,3} = 224,7 \text{ м/с};$$

$$c_{ya} = (0,108 \cdot (-3^\circ) + 0,388) \cdot \cos^2 43^\circ = 0,0347;$$

$$c_{xa} = (0,00007 \cdot (-3^\circ)^2 + 0,0003 \cdot (-3^\circ) + 0,0097) \cdot \cos^3 43^\circ = 0,0037;$$

$$S_{ref,отс+КАП} = 60,64 \cdot 10^{-3} \frac{1 + 0,96}{2} \cdot \frac{6,00 \cdot 10^{-3} \sin(90,0^\circ - 75,0^\circ + 4,8^\circ)}{90,0^\circ - 75,0^\circ + 4,8^\circ} +$$

$$+ 60,00 \cdot 10^{-3} \cdot 60,64 \cdot 0,96 \frac{1 + 0,42}{2} \sin(75,0^\circ - 4,8^\circ) = 1,135 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2;$$

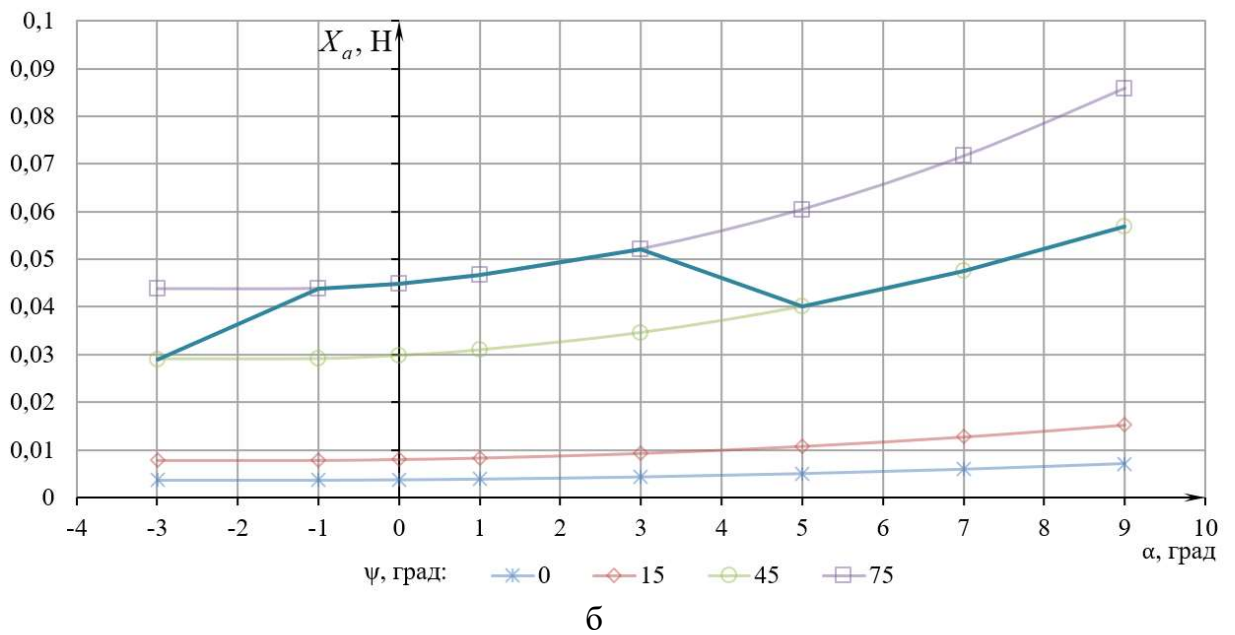
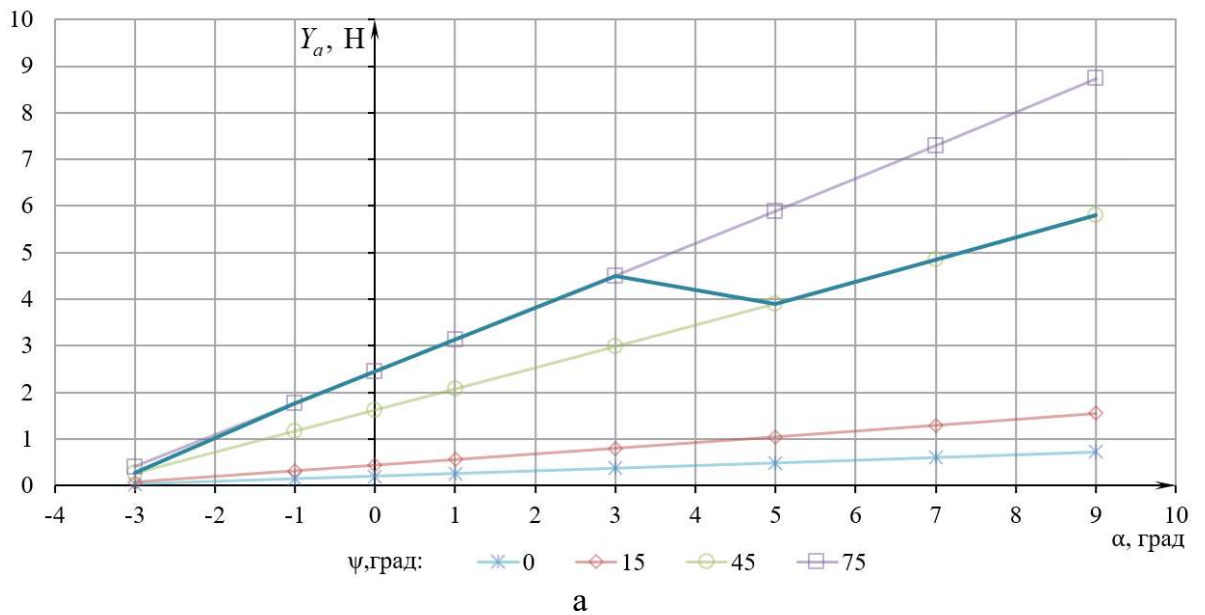
Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

$$Y_a = 0,0347 \frac{0,4135 \cdot 224,7^2}{2} 1,135 \cdot 10^{-3} \cos^2 43^\circ = 0,4111 \text{ Н};$$

$$X_a = 0,0037 \frac{0,4135 \cdot 224,7^2}{2} 1,135 \cdot 10^{-3} \cos^3 43^\circ = 0,0438 \text{ Н}.$$

Результаты расчетов действующих на КАП сил для всех сочетаний углов атаки и углов развала представлены на рисунке 2.15 (кривая более темного цвета описывает изменение сил в соответствии с принятой программой изменения ψ).



а – подъемная сила, б – сила сопротивления

Рисунок 2.15 – Изменение сил, действующих на КАП DLR-F4 в полёте

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

Расчётами определено, что максимальные значения действующих сил – $Y_a = 5,794 \text{ Н}$, $X_a = 0,057 \text{ Н}$ – наблюдаются при $\alpha = 9^\circ$ и $\psi = 45^\circ$.

Модель *DLR-F4* меньше натурального *SSJ 100* примерно в 22 раза во всех направлениях, коэффициенты линейного масштаба равны: $k_x = k_y = k_z \approx 22$. Силы, действующие на КАП *SSJ 100*, будут в $k_x k_y = 484$ раза больше, чем на КАП *DLR-F4*. КАП *SSJ 100* имеет следующие значения геометрических характеристик (рисунок 2.16):

– $b_{\text{САХ}} = 909 \text{ мм}$ – САХ;

– $\chi_{\text{ПК,КАП}} = 43^\circ$, $\chi_{\text{ЗК,КАП}} = 21^\circ$ – углы стреловидности передней и задней кромок;

– $h_{\text{САХ}} = 662 \text{ мм}$ – высота по плоскости КАП САХ.

Экстремальное значение силы лобового сопротивления $\max X_a^{(SSJ 100)} = k_x k_y \max X_a^{(DLR-F4)}$ будет передаваться на узлы крепления. Подъемная сила $\max Y_a^{(SSJ 100)} = k_x k_y \max Y_a^{(DLR-F4)}$ определяет потребный момент поворотного узла.

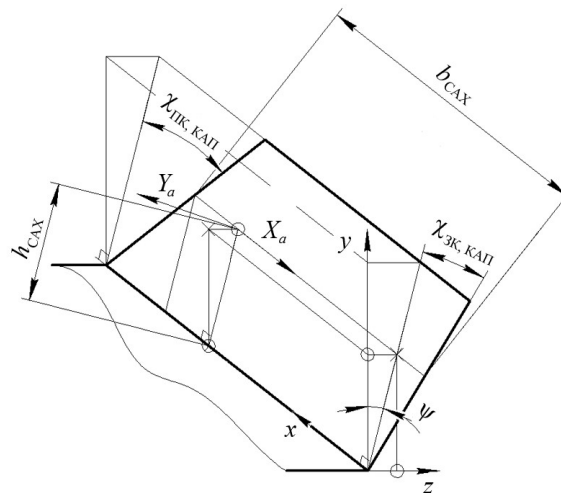


Рисунок 2.16 – Расчётная схема КАП

Потребный момент может быть найден из формулы (2.8)

$$M_{x,\text{потр}} = k_x k_y \max Y_a^{(DLR-F4)} h_{\text{САХ}}, \quad (2.8)$$

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

и составляет

$$M_{x, \text{потр}} = 484 \cdot 5,794 \cdot 0,662 = 1856,4 \text{ Н} \cdot \text{м}.$$

Мощность поворотного узла определяется величинами момента $M_{x, \text{потр}}$ и угловой скорости поворота ω (формула (2.9)):

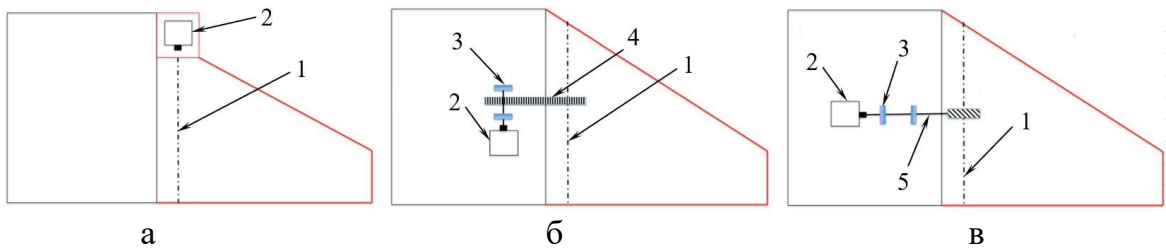
$$N_{\text{потр}} = M_{x, \text{потр}} \omega. \quad (2.9)$$

С учетом принятого значения $\omega = 5 \text{ град/с} = 0,0873 \text{ рад/с}$,

$$N_{\text{потр}} = 1856,4 \cdot 87,3 \cdot 10^{-3} = 162,1 \text{ Вт}.$$

2.5 Определение компоновочной схемы трансмиссии подвижных концевых аэродинамических поверхностей и выбор типа привода

Рассматриваются три конфигурации трансмиссии КАП (рисунок 2.17).



1 – вал, 2 – привод, 3 – опоры, 4 – ремень, 5 – червяк
 а – КАП с приводом на валу, б – КАП с ременной передачей, в – КАП с червячной передачей

Рисунок 2.17 – Конфигурации трансмиссии КАП [48]

Преимуществами трансмиссии КАП с приводом на валу являются прямая связь между исполнительным механизмом и валом, отсутствие необходимости в дополнительных объемах в крыле для размещения агрегатов. К основному недостатку можно отнести расположение привода, приводящее к увеличению момента тангажа при большой массе. Также увеличивается вероятность разрушения всей конструкции КАП при столкновении с посторонним

Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

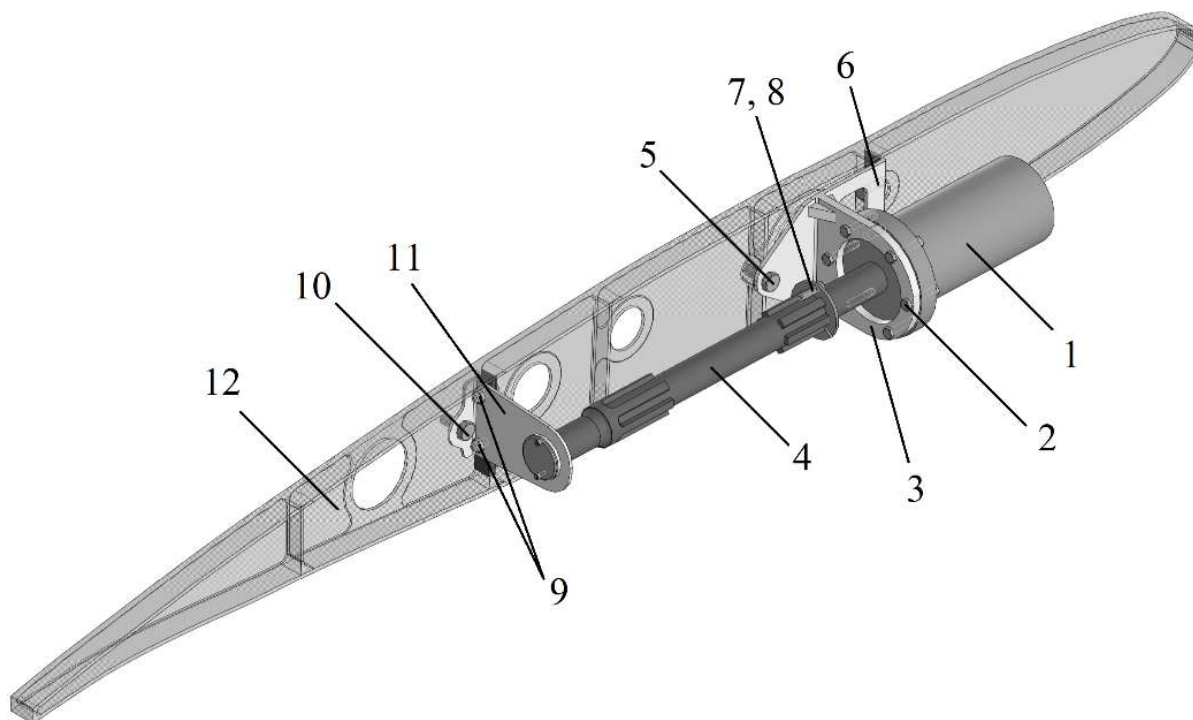
Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

Разновидностью применяемого гидропривода является неполноповоротный гидродвигатель с винтовым преобразователем (рисунок 2.18).



Рисунок 2.18 – Неполноповоротный гидродвигатель с винтовым преобразователем

Крепление на нервюру № 21 и конструкция трансмиссии подвижной КАП изображены на рисунке 2.19.



1 – поворотный узел, 2, 6, 9 – болты, 3, 11 – кронштейны, 4 – вал КАП, 5, 10 – шестигранные винты, 7 – винт, 8 – шлицевое кольцо, 12 – нервюра № 21

Рисунок 2.19 – Крепление и трансмиссия КАП

Инв. № подл.	Подп. и дата
Взам. инв. №	Инв. № дубл.
Подп. и дата	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

3 Разработка технологии обслуживания подвижных концевых аэродинамических поверхностей

3.1 Изменяемая эксплуатационно-техническая документация

Взаимосвязь составных частей системы технической эксплуатации (ТЭ) и имеющих место в ней процессов осуществляется на основании строго регламентированной документации.

Эксплуатационно-техническая документация (ЭТД) предназначена для изучения конструкции, правил эксплуатации и технического обслуживания (ТО), планирования и оформления работ по ТО АТ, а также для учета работы, численности, движения и технического состояния АТ, учета ее доработок и ведения отчетности.

ЭТД подразделяют на руководящую, пономерную и производственно-техническую [49]. Руководящая документация регламентирует вопросы организации и обеспечения эксплуатации АТ, определяет требования к ней и устанавливает правила ее эксплуатации. По своему назначению руководящая документация делится на общую (для всех типов ВС) и типовую (для определенного типа ВС).

Общими руководящими документами являются Федеральные авиационные правила, приказы, указания, инструкции, методики и другие документы Министерства транспорта РФ и ФАВТ.

Типовая руководящая документация включает документы, которыми экипажи и ИТС руководствуются при технической эксплуатации ВС данного типа. Примерами типовой руководящей документации могут служить Руководство по технической эксплуатации (*Aircraft Maintenance Manual*), Руководство по ремонту конструкции (*Structure Repair Manual*), Руководство по поиску неисправностей (*Fault Isolation Manual*), Программа технического обслуживания (Регламент технического обслуживания, *Maintenance Planning*

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

1102.102231.000 ПЗ

Лист

59

К РО самолётов	Технологическая карта 57-30-00-220-801	Номер страницы: 601	
(RRJ-95(B, LR) Пункт РО 572000ST-19	Специальный детальный осмотр отсека крепления подвижных концевых аэродинамических поверхностей	Трудоемкость: 9,15 чел.-ч	
Операции и технические требования (ТТ)		Работы, выполняемые при отклонениях от ТТ	Конт- роль
<p align="center">1. МЕРЫ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ РАБОТЕ</p> <p>1. При выполнении всех видов работ на крыле будьте осторожны и не допускайте механических повреждений элементов конструкции крыла (царапин, забоин, вмятин и т. п.), повреждений ЛКП и плёнообразующих покрытий.</p> <p>2. При выполнении работ пользуйтесь только штатным наземным оборудованием, инструментом, приспособлениями и контрольно-проверочной аппаратурой.</p> <p>3. При передвижении по поверхности крыла пользуйтесь мягкой, не оставляющей царапин обувью и страховочными приспособлениями (исполнитель должен работать с надетым страховочным поясом, закреплённым к страховочным узлам с помощью строп)</p> <p>4. При выполнении работ пользуйтесь специальными матами и не допускайте установки непосредственно на поверхность крыла различного оборудования, инструментов, контрольно-проверочной аппаратуры, а также запасных частей и расходных материалов.</p> <p>5. Не касайтесь обшивки крыла стремянками и другим оборудованием, незащищёнными тканью или резиной.</p> <p>6. Не допускайте хождения по сотовым панелям крыла и запретным зонам крыла.</p> <p>7. Будьте осторожны при перемещении по поверхности крыла, особенно в осенне-зимний период (в дождь, снег, при обледенении, сильном ветре).</p> <p>8. Соблюдайте меры безопасности при техническом обслуживании гидравлических систем.</p> <p>9. Категорически запрещается устранять дефекты, производить монтажно-сборочные работы, подтяжку или расстыковку гидросоединений, стучать по деталям, узлам и трубопроводам, находящимся под давлением.</p> <p>10. При работах в районах подвижных поверхностей необходимо выключить насосные станции или насосы</p>			

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

1102.102231.000 ПЗ

Лист

62

гидравлической установки и сбросить давление в гидросистемах.

11. Категорически запрещается работать в синтетической одежде.

12. Соблюдайте меры безопасности при работе на высоте.

13. При выпуске и уборке средств механизации и управления убедитесь в том, что в зонах перемещения нет людей и оборудования: стремянки, подъемники и прочее.

14. При проведении работ с использованием приводов из зон движения поверхностей, исполнительных агрегатов и т. п. удалить все возможные помехи движению. Выставить дежурных (наблюдателей) для контроля за каждым движущимся приводом и поверхностью для предупреждения о возможной опасности.

15. Выключите нижеуказанные автоматы защиты сети (АЗС)

Распределительное устройство	Обозначение АЗС	
	на распределительном устройстве	на электро-схеме
<i>DB 115V N1</i>	<i>FLAP MACE1</i>	<i>F5-28</i>
<i>DB 115V N1</i>	<i>SLAT MACE1</i>	<i>F5-29</i>
<i>DB 115V N1</i>	<i>WINGTIP MACE1</i>	<i>F5-30</i>
<i>DB 115V N2</i>	<i>FLAP MACE2</i>	<i>F6-29</i>
<i>DB 115V N2</i>	<i>SLAT MACE2</i>	<i>F6-30</i>
<i>DB 115V N2</i>	<i>WINGTIP MACE2</i>	<i>F6-31</i>
<i>DB 115V N2</i>	<i>ACMP1</i>	<i>F6-6</i>
<i>DB 28V N4</i>	<i>PTU</i>	<i>F4-4</i>

16. Повесьте предупредительную табличку, запрещающую включение автоматов защиты сети.

17. Повесьте предупредительную табличку на ручки управления средствами механизации крыла на центральном пульте кабины экипажа, запрещающую работу с системой управления и механизацией.

18. По окончании работ по техническому обслуживанию тщательно проверьте, не остались ли на месте выполнения работ детали, инструмент и другие посторонние предметы.

2. ПОДГОТОВКА К ОСМОТРУ

1. Установите стремянку в зоне выполнения работы.
2. Произведите демонтаж КАП (см. ТК 57-30-00-900-801).

Т

Т

Подп. и дата	
Инв. № дудл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

3. Демонтаж подшипника вала привода КАП
- 3.1 Отверните винты (1), снимите крышку (2) вала КАП (3) (рис. 1).
- 3.2 Расстопорите гайку фиксации подшипника, удалив шплинт, и отверните её.
- 3.3 Снимите спорное кольцо и подшипник с вала. Разъедините вал и кронштейн.

ПРИМЕЧАНИЕ: снятый крепёж уложите в полиэтиленовый мешок.

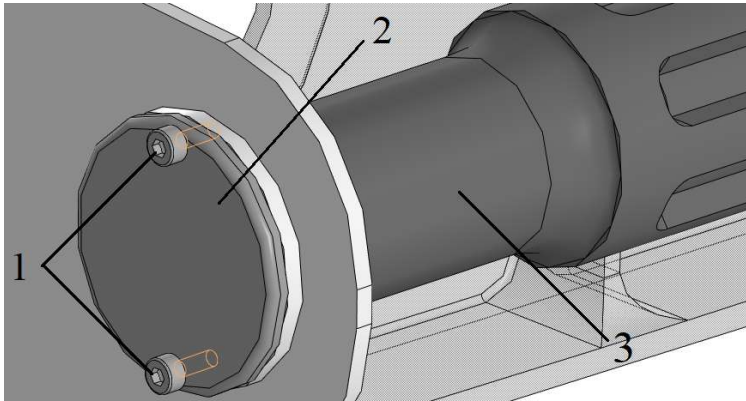


Рисунок 1

4. Очистите, при необходимости, осматриваемые поверхности обтирочной ветошью, смоченной растворителем. Удалите пленкообразующее противокоррозионное покрытие изопропиловым спиртом.

3. ДЕТАЛЬНЫЙ ОСМОТР

1. Осмотрите нервюру №21, убедитесь в том, что механические (вмятины, царапины, трещины), коррозионные повреждения и нарушения лакокрасочного покрытия отсутствуют.
2. Произведите визуальный осмотр кронштейнов (4) и (5) (рис. 2). Проверьте, имеются ли на поверхностях вмятины, трещины, повреждение ЛКП или коррозия. Отметьте карандашом места нарушения сплошности поверхности, если они выявлены при визуальном осмотре. Проверьте настройку дефектоскопа на искусственном дефекте глубиной 0,5 мм в краевой зоне образца №1 (материал – штамповка 193373 ОСТ 1 90073-85) с имитатором ЛКП (эмаль ЭП-140, серая 457 ОСТ 1 90055-85). Для контроля рекомендуется применять вихретоковые преобразователи карандашного и Г-образного типов из комплекта дефектоскопа (см. РНМК 51-60-60). Убедитесь, что при сканировании образца №1 через ЛКП имитатор дефекта надежно выявляется, точка максимальной величины

При обнаружении дефектов устраните их в соответствии с РРК

При наличии очагов коррозии зачистите их и восстановите ЛКП в месте зачистки. Глубину коррозии определите индикатором часового типа, если она больше 0,3 мм, замените кронштейн.

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

сигнала ВТП на имитаторе дефекта находится в зоне срабатывания сигнализаторов дефектоскопа.

3. Установить вихретоковый преобразователь (ВТП) на краю образца №1 без имитатора покрытия и произвести настройку дефектоскопа в соответствии с его инструкцией по эксплуатации.

4. Установить ВТП на краю образца №1 с имитатором покрытия и произвести корректировку усиления дефектоскопа в соответствии с его инструкцией по эксплуатации.

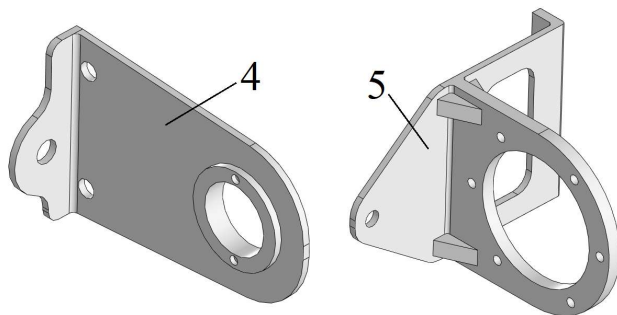


Рисунок 2

4 – кронштейн опоры вала, 5 – кронштейн поворотного узла КАП

5. Контроль внешней зоны обнаружения дефектов кронштейна опоры вала КАП (рис. 3).

5.1 Произведите контроль зоны многократным (как правило двух-трёхкратным) проходом ВТП по траектории в пределах выделенной зоны.

5.2 Превышение сигнала ВТП установленного уровня (браковочный уровень) и срабатывание сигнализаторов дефекта идентифицируйте как трещину.

5.3 Определите протяженность обнаруженных трещин.

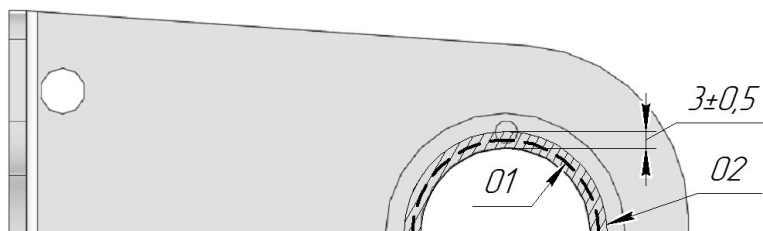


Рисунок 3

01 – траектория сканирования, 02 – внешняя зона обнаружения дефектов кронштейна

ПРИМЕЧАНИЕ: Наличие усталостных трещин длиной более 2 мм не допускается!

5.4 Маркируйте обнаруженные трещины.

5.5 Произведите фотодокументирование выявленных дефектов.

Замените кронштейн при наличии трещин, длина которых не соответствует ТТ

И

И

К

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

ПРИМЕЧАНИЕ: контроль произвести с двух сторон кронштейна.

6. Контроль внешней зоны обнаружения дефектов крепежных отверстий кронштейна крепления поворотного узла (рис. 4).

6.1 Произведите контроль зоны многократным (как правило двух-трёхкратным) проходом ВТП по траектории в пределах выделенной зоны.

6.2 Превышение сигнала ВТП установленного уровня (браковочный уровень) и срабатывание сигнализаторов дефекта идентифицируйте как трещину.

6.3 Определите протяженность обнаруженных трещин.

ПРИМЕЧАНИЕ: Наличие усталостных трещин длиной более 2 мм не допускается!

6.4 Маркируйте обнаруженные трещины.

6.5 Произведите фотодокументирование выявленных дефектов.

ПРИМЕЧАНИЕ: контроль произвести с двух сторон кронштейна.

7. Контроль внешней зоны обнаружения дефектов кронштейна крепления поворотного узла (рис. 4).

7.1 Произведите контроль зоны многократным (как правило двух-трёхкратным) проходом ВТП по траектории в пределах выделенной зоны.

7.2 Превышение сигнала ВТП установленного уровня (браковочный уровень) и срабатывание сигнализаторов дефекта идентифицируйте как трещину.

7.3 Определите протяженность обнаруженных трещин.

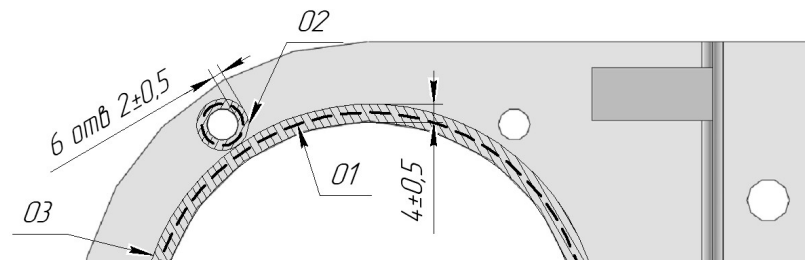


Рисунок 4

01 – траектория сканирования, 02 – внешняя зона обнаружения дефектов крепежных отверстий, 03 – внешняя зона обнаружения дефектов кронштейна

ПРИМЕЧАНИЕ: Наличие усталостных трещин длиной более 2 мм не допускается!

Замените кронштейн при наличии трещин, длина которых не соответствует ТТ

К

Замените кронштейн при наличии трещин, длина которых не соответствует ТТ

К

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

7.4 Маркируйте обнаруженные трещины.

7.5 Произведите фотодокументирование выявленных дефектов.

ПРИМЕЧАНИЕ: контроль произвести с двух сторон кронштейна.

8. Произведите визуальный осмотр поверхности вала, внутренних и наружных шлицов и убедитесь в том, что механические (вмятины, царапины, трещины), коррозионные повреждения и нарушения лакокрасочного покрытия отсутствуют.

9. Произведите визуальный осмотр подшипника вала. Убедитесь в отсутствии коррозии, механических повреждений внешнего и внутреннего кольца, тел качения и беговой дорожки, а также вытекания синтетической консистентной смазки из подшипника. При обнаружении незначительного вытекания удалите её безворсовой тканью с применением растворителя. Прокручиванием проверьте отсутствие заедания подшипника. Смажьте его.

10. Восстановите пленкообразующее противокоррозионное покрытие.

4. ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНЫЕ РАБОТЫ

1. Монтаж подшипника вала привода КАП

1.1 Соедините вал (3) и кронштейн (4), зафиксируйте их, установите на вал подшипник и стопорное кольцо, заверните гайку фиксации подшипника.

1.2 Застопорите соединение шплинтом.

1.3 Установите крышку опоры (2), вверните винты (1).

2. Произведите монтаж законцовки крыла (см. ТК 57-30-00-900-801).

3. Очистите зону выполнения работы и убедитесь в отсутствии посторонних предметов.

4. Уберите стремянку.

5. Снимите предупредительную табличку с ручек управления средствами механизации и управления самолётом на центральном пульте кабины экипажа.

Замените вал при смятии рабочих поверхностей шлицов, их перекоса, трещин в местах сопряжения шлицев с валом, коррозии на всей поверхности вала толщиной больше 0,4 мм

Замените подшипник при наличии коррозии на его поверхностях и заедания при вращении

К

И

Т

И

И

Т

Т

И

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

1102.102231.000 ПЗ

Лист

67

6. Снимите предупредительную табличку и включите автоматы защиты сети (*FLAP MACE1, SLAT MACE1, WINGTIP MACE1, FLAP MACE2, SLAT MACE2, WINGTIP MACE2*)

И

Подп. и дата						
	Инв. № дубл.	Контрольно-проверочная аппаратура (КПА)		Инструмент и приспособления		Расходные материалы
Взам. инв. №		Вихретоковый дефектоскоп <i>NORTEC 600</i> , фотоаппарат <i>Nikon Coolpix A100</i> , индикатор часового типа ИЧ-5 с ценой деления 0,01 мм ГОСТ 577-68		Защитное ограждение, стремянка для доступа к верхней части крыла (<i>GE-06-003</i>), набор инструментов базовый для периодического технического обслуживания самолёта (набор техника) (<i>KI-20-001</i>), кисть малярная 5 см		Безворсовая ткань (<i>MIL-C-24671B</i>), растворитель Нефрас ТУ 38.401-67-108-92 (С2-80/120), антикоррозионный профилактический состав <i>RRJ-205-A1 (RRJ0000-RE-314-205)</i> , изопропиловый спирт <i>IPA (TT-I-735A)</i> , синтетическая смазка <i>Aeroshell Grease 22 MIL-G-81322E, GRADE A (LU-004)</i> , плёнка полиэтиленовая ГОСТ 10354-82, Шплинт 1,6x32.4 ГОСТ 397-79
	Подп. и дата					
Инв. № подл.						
	Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата	1102.102231.000 ПЗ
						Лист 68

К РО самолётов	Технологическая карта 57-30-00-900-801	Номер страницы: 401	
(RRJ-95(B, LR) Пункт РО 572000ST-19	Демонтаж и монтаж подвижных концевых аэродинамических поверхностей	Трудоемкость: 6,35 чел.-ч	
Операции и технические требования (ТТ)		Работы, выполняемые при отклонениях от ТТ	Конт- роль
<p align="center">1. МЕРЫ БЕЗОПАСНОСТИ ПРИ РАБОТЕ</p> <p>1. При выполнении всех видов работ на крыле будьте осторожны и не допускайте механических повреждений элементов конструкции крыла (царапин, забоин, вмятин и др.), повреждений ЛКП и плёнкообразующих покрытий.</p> <p>2. При выполнении работ пользуйтесь только штатным наземным оборудованием, инструментом, приспособлениями и контрольно-проверочной аппаратурой.</p> <p>3. При передвижении по поверхности крыла пользуйтесь мягкой, не оставляющей царапин обувью и страховочными приспособлениями (исполнитель должен работать с надетым страховочным поясом, закреплённым к страховочным узлам с помощью строп)</p> <p>4. При выполнении работ пользуйтесь специальными матами и не допускайте установки непосредственно на поверхность крыла различного оборудования, инструментов, контрольно-проверочной аппаратуры, а также запасных частей и расходных материалов.</p> <p>5. Не касайтесь обшивки крыла стремянками и другим оборудованием, незащищёнными тканью или резиной.</p> <p>6. Не допускайте хождения по сотовым панелям крыла и запретным зонам крыла.</p> <p>7. Будьте осторожны при перемещении по поверхности крыла, особенно в осенне-зимний период (в дождь, снег, при обледенении, сильном ветре).</p> <p>8. Соблюдайте меры безопасности при работе на высоте.</p> <p>9. Соблюдайте меры безопасности при техническом обслуживании гидравлических систем.</p> <p>10. Категорически запрещается работать в синтетической одежде.</p> <p>11. Категорически запрещается устранять дефекты, производить монтажно-сборочные работы, подтяжку или расстыковку гидросоединений, стучать по деталям, узлам и трубопроводам, находящимся под давлением.</p>			

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

1102.102231.000 ПЗ

Лист

69

12. При проведении работ в районах подвижных поверхностей необходимо выключить насосные станции или насосы гидравлической установки и сбросить давление в гидросистемах.

13. При выпуске и уборке средств механизации и управления убедитесь в том, что в зонах перемещения нет людей и оборудования: стремянки, подъемники и прочее.

14. При проведении работ с использованием приводов из зон движения поверхностей, исполнительных агрегатов и т. п. удалить все возможные помехи движению. Выставить дежурных (наблюдателей) для контроля за каждым движущимся приводом и поверхностью для предупреждения о возможной опасности.

15. Выключите нижеуказанные автоматы защиты сети (АЗС)

Распределительное устройство	Обозначение АЗС	
	на распределительном устройстве	на электро-схеме
<i>DB 115V N1</i>	<i>FLAP MACE1</i>	<i>F5-28</i>
<i>DB 115V N1</i>	<i>SLAT MACE1</i>	<i>F5-29</i>
<i>DB 115V N1</i>	<i>WINGTIP MACE1</i>	<i>F5-30</i>
<i>DB 115V N2</i>	<i>FLAP MACE2</i>	<i>F6-29</i>
<i>DB 115V N2</i>	<i>SLAT MACE2</i>	<i>F6-30</i>
<i>DB 115V N2</i>	<i>WINGTIP MACE2</i>	<i>F6-31</i>
<i>DB 115V N2</i>	<i>ACMP1</i>	<i>F6-6</i>
<i>DB 28V N4</i>	<i>PTU</i>	<i>F4-4</i>

16. Повесьте предупредительную табличку, запрещающую включение автоматов защиты сети.

17. Повесьте предупредительную табличку на ручки управления средствами механизации крыла на центральном пульте кабины экипажа, запрещающую работу с системой управления и механизацией.

18. По окончании работ по техническому обслуживанию тщательно проверьте, не остались ли на месте выполнения работ детали, инструмент, другие посторонние предметы.

2. ПОДГОТОВИТЕЛЬНЫЕ РАБОТЫ

1. Сравите давление азота из газовой полости гидроаккумулятора и гидробака основной гидросистемы (подсистема ГС1) (см. ТК 12-15-29-610-802).

2. Установите защитное ограждение вокруг зоны выполнения работы.

3. Установите стремянку в зоне выполнения работ.

И

Т

Т

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

4. Снимите крыльевой маяк предупреждения столкновений (см. ТК 33-47-10-900-801).
5. Снимите крыльевой аэронавигационный огонь (см. ТК 33-44-05-900-801).
6. Снимите задний аэронавигационный огонь (см. ТК 33-44-01-900-801).
7. Снимите блок питания белого маяка предупреждения столкновений (см. ТК 33-47-01-900-801).
8. Для доступа к конструктивно-силовой схеме КАП и поворотному механизму (рис. 1) снимите эластичную обшивку в зоне отсека крепления подвижной концевой аэродинамической поверхности (см. ТК 57-32-00-900-801).
9. Удалите загрязнения с мест стыка трубопроводов хлопчатобумажной салфеткой, смоченной очищающим растворителем.
10. Установите противень под место стыковки трубопроводов с поворотным узлом.
11. Закройте полиэтиленовой плёнкой агрегаты, расположенные в зоне выполнения работы.

3. ДЕМОНТАЖ КАП

ПРЕДУПРЕЖДЕНИЕ: категорически запрещается производить демонтаж при:

- наличии давления азота в газовой полости гидроаккумулятора и гидробака гидросистемы, в которой выполняется работа;
- наличии давления в гидросистеме, в которой выполняется работа.

1. Отверните накидные гайки со штуцеров нагнетания и слива из поворотного узла. Установите защитные заглушки на трубопроводы и ответные штуцеры.

ПРИМЕЧАНИЕ: при отсутствии защитных заглушек заверните концы трубопроводов и штуцеров в полиэтиленовую пленку с использованием контровки или капроновых нитей.

2. Придерживая поворотный узел (1), отверните болты (2) на фланце кронштейна крепления (3) (рис. 2).

ПРИМЕЧАНИЕ: снятый крепёж сложите в полиэтиленовый мешок.

T
T
T
T
T
T
T
T

T

T

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

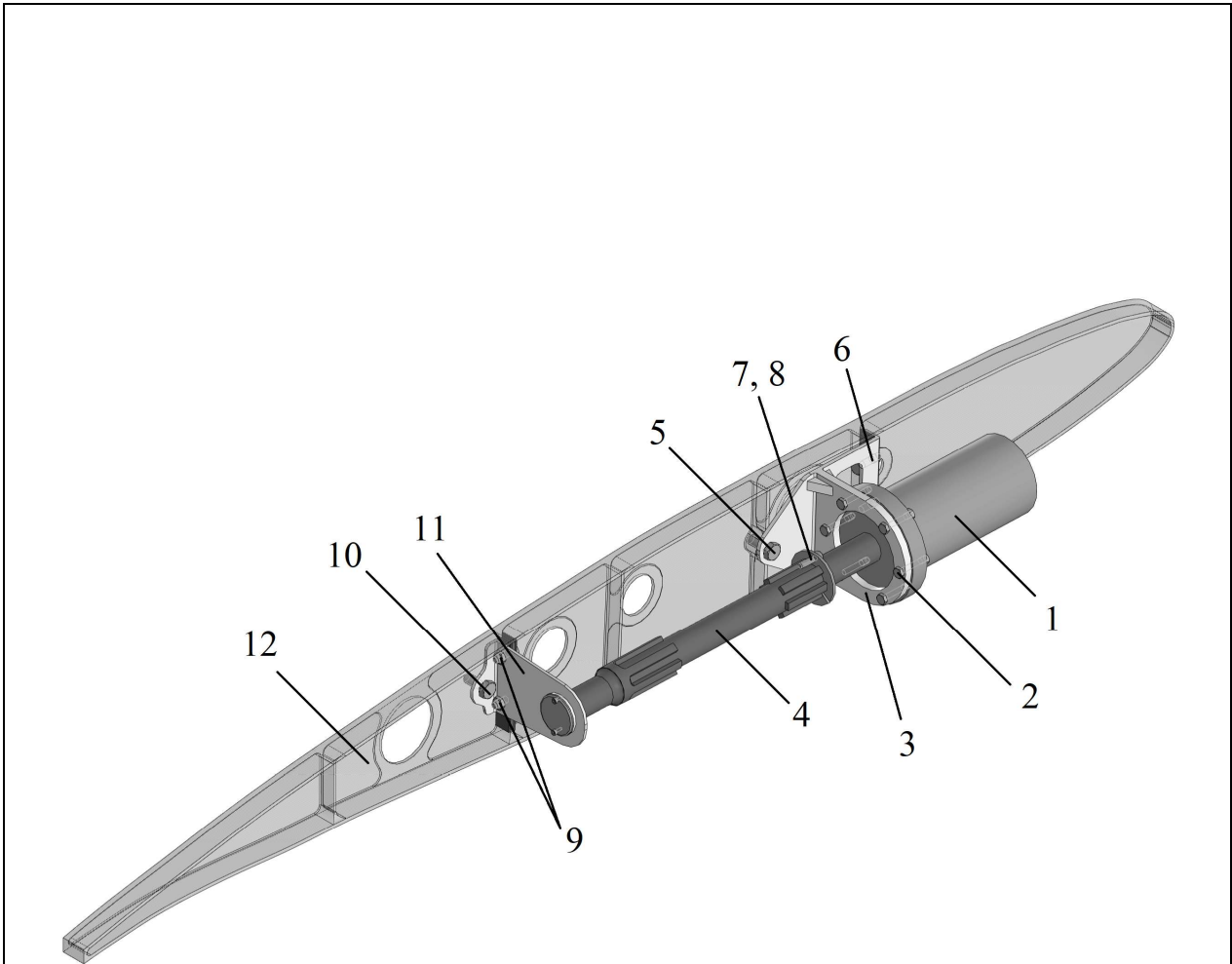


Рисунок 1

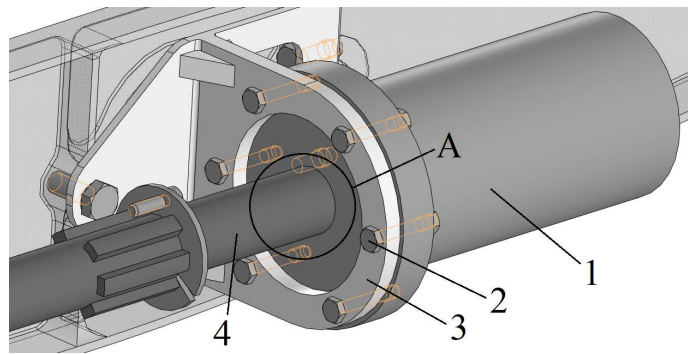


Рисунок 2

1 – поворотный узел, 2, 6, 9 – болты, 3, 11 – кронштейны, 4 – вал КАП, 5, 10 – шестигранные винты, 7 – винт, 8 – шлицевое кольцо, 12 – нервюра №21

Подп. и дата	
Инв. № дудл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

1102.102231.000 ПЗ

Лист

72

3. Снимите поворотный узел (1) с кронштейна (3), перемещая его в осевом направлении. При этом необходимо удерживать вал (4) КАП в месте сопряжения шлицов выходного вала поворотного узла и вала КАП (зона А на рис. 2). Снятый поворотный узел упакуйте в полиэтиленовую пленку и уложите на ложементный шкаф.

4. Отвернув винт (5), болты (6) (рис. 3), снимите кронштейн (3) и укрепляющие накладки. Уложите их на ложементный шкаф.

ПРИМЕЧАНИЕ: снятый крепёж уложите в полиэтиленовый мешок.

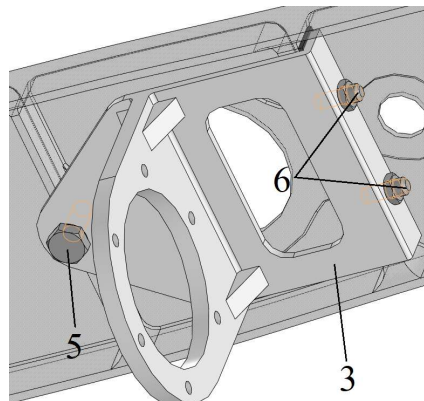


Рисунок 3

5. Отверните винт (7) и снимите шлицевое кольцо (8) (рис. 4, подвижная часть КАП на рисунке скрыта).

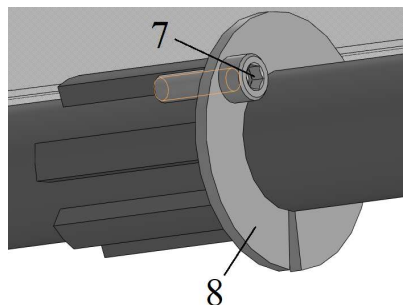


Рисунок 4

6. Снимите подвижную часть КАП, перемещая её в осевом направлении, и уложите её на ложемент или на защитные маты.

7. Придерживая вал КАП (4), отверните болты (9) и винт (10) (рис. 5) и снимите кронштейн (11), вал КАП (4) и укрепляющие накладки. Уложите их на ложементный шкаф.

ПРИМЕЧАНИЕ: при необходимости замените поврежденные болты, гайки и шайбы.

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

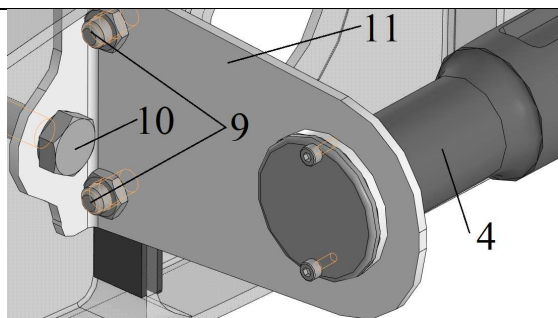


Рисунок 5

4. ПОДГОТОВКА К МОНТАЖУ

1. Удалите с элементов пыль, грязь, следы влаги обтирочной ветошью, смоченной в растворителе.

2. Убедитесь в отсутствии загрязнений и внешних дефектов (забоин, задиров, коррозии, вмятин и повреждений ЛКП) на обшивке подвижной части КАП, нервюре №21 и кронштейнах. Глубину коррозии определите индикатором часового типа.

3. Проверьте плавность вращения вала КАП, установленного на кронштейне, а также скручивание и прогиб вала.

4. Осмотрите поверхность вала, наружные и внутренние шлицы на наличие разрушений, смятия и коррозии.

5. Осмотрите шлицевое кольцо на наличие дефектов (изгибов, местных разрушений, смятия и коррозии)

6. Осмотрите поворотный узел на наличие дефектов и подтеканий гидрожидкости в месте сопряжения с трубопроводом.

При обнаружении дефектов обшивок устраните их в соответствии с РРК.

Замените кронштейн при наличии трещин, вмятин, выявляемых визуально.

Замените подшипник при неравномерном проворачивании, вал при наличии прогиба или скручивания

Замените вал при смятии рабочих поверхностей шлицов вала, их перекоса, трещин в местах сопряжения шлицев с валом, коррозии на поверхности вала толщиной более 0,4 мм

Замените шлицевое кольцо при наличии дефектов

Замените поворотный узел при наличии дефектов

Т

И

И

И

И

И

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

7. Проверьте легкость вворачивания винтов.
8. Нанесите жесткой кистью смазочную пасту тонким слоем на шлицы.
9. Нанесите жесткой кистью тонкий слой пасты на посадочные и резьбовые поверхности винтов и болтов.

5. МОНТАЖ КАП

1. Установите кронштейн (11) с валом (4) на посадочное место. Зафиксируйте их, заверните винт (10) и болты (9).
2. Удерживая вал в горизонтальном положении, установите подвижную часть КАП на шлицевые части, перемещая её в осевом направлении вала.
3. Установите шлицевое кольцо (8) на посадочное место, зафиксируйте его винтом (7).
4. Установите кронштейн (3) на посадочное место, зафиксируйте его и вверните винт (5) и болты (6).
5. Установите поворотный узел КАП (1) таким образом, чтобы отверстия фланца узла совпадали с отверстиями на кронштейне (3), а внутренние шлицы вала КАП зашли в зацепление с наружными шлицами выходного вала узла. Заверните болты (2).
6. Снимите защитные заглушки (полиэтиленовую пленку) с трубопроводов и штуцеров. Заверните накидные гайки штуцеров нагнетания и слива из поворотного узла.

6. ЗАКЛЮЧИТЕЛЬНЫЕ РАБОТЫ

1. Произведите возврат в исходную конфигурацию подсистему ГС1 (см. ТК 29-00-00-860-801).
2. Проверьте герметичность соединений штуцеров и накидных гаек трубопроводов.
3. Установите эластичную обшивку в зоне отсека крепления подвижной концевой аэродинамической поверхности (см. ТК 57-30-10-900-801).
4. Установите блок питания белого маяка предупреждения столкновений (см. ТК 33-47-01-900-801).
5. Установите задний аэронавигационный огонь (задний аэронавигационный огонь, задний аэронавигационный огонь) (см. ТК 33-44-01-900-801).
6. Установите крыльевой аэронавигационный огонь (крыльевой аэронавигационный огонь, крыльевой аэронавигационный огонь) (см. ТК 33-44-05-900-801).

Т
Т
Т

И
И
И
И
И
Т

И
И
Т
Т
Т
Т

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата			

7. Установите крыльевой маяк предупреждения столкновений (см. ТК 33-47-10-900-801).		Т
8. Очистите рабочее место, уберите инструменты и убедитесь в отсутствии посторонних предметов.		Т
9. Уберите стремянку и защитное ограждение.		Т
10. Произведите контроль работоспособности системы управления положением КАП (см. ТК 27-70-00-710-801).		К

Контрольно-проверочная аппаратура (КПА)	Инструмент и приспособления	Расходные материалы
Индикатор часового типа ИЧ-5 с ценой деления 0,01 мм ГОСТ 577-68	Защитное ограждение, стремянка для доступа к верхней части крыла (GE-06-003), набор инструментов базовый для периодического технического обслуживания самолёта (набор техника) (KI-20-001), противень ОСТ 1 10069-71 (GE-12-025), фонарик беспроводной светодиодный Facom (779.CL-2), жесткая кисть 5 мм	Безворсовая ткань (MIL-C-24671B), Нефрас ТУ 38.401-67-108-92 (С2-80/120), хлопчатобумажная салфетка (NP-084), паста АЛКМ-1 ТУ 6-10-1933-84 (CL-005-A), плёнка полиэтиленовая ГОСТ 10354-82

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата	

1102.102231.000 ПЗ

В таблице 3.1 представлен фрагмент регламента технического обслуживания самолётов *RRJ-95B* и *RRJ-95LR*, содержащий изменения, вызванные внедрением подвижных КАП.

Таблица 3.1 – Фрагмент регламента обслуживания самолётов *RRJ-95B* и *RRJ-95LR*

Пункт регламента	Наименование объекта, содержание работ	Периодичность работ	Конт-роль	№ технологической карты (издание, изменение)
Глава <i>ATA</i> : 57 – Крыло				
572000ST-19	Специальный детальный осмотр отсека крепления подвижных концевых аэродинамических поверхностей Дефектация кронштейнов крепления вала и привода КАП вихретоковым методом и визуальный осмотр вала	6000 ЛЧ 2 Г	К	57-30-00-220-801 (издание 2, изменение б)
572000ST-19	Демонтаж и монтаж подвижных концевых аэродинамических поверхностей Снятие и установка поворотного узла, кронштейнов крепления и вала КАП	–	К	57-30-00-900-801 (издание 2, изменение б)

Выводы

1 Разработана технология демонтажа и монтажа подвижных КАП, визуального осмотра его элементов и дефектации кронштейнов крепления вала и поворотного узла методом неразрушающего контроля.

2 Для работы по специальному детальному осмотру отсека крепления

Инв. № подл.	
Подп. и дата	
Взам. инв. №	
Инв. № дубл.	
Подп. и дата	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

1102.102231.000 ПЗ

Лист

77

подвижных концевых аэродинамических поверхностей выбрана периодичность в 6000 лётных часов или 2 календарных года, что является типовой периодичностью проведения работ на элементах системы управления и механизации крыла в соответствии с программой ТО и Р. Для обоснования увеличения периодичности, например, до 12000 лётных часов или 4 лет, и сокращения объемов работ по ТО ГосНИИ ГА совместно с заводом-изготовителем элемента, эксплуатационными и ремонтными предприятиями должен провести комплекс работ по исследованию надежности, прочности и долговечности КАП в целом, с момента начала и в процессе всего периода эксплуатации.

3 Для работ по демонтажу и монтажу КАП периодичность не регламентируется, так как они являются частями других более емких. Выполнением демонтажных и монтажных работ обеспечивается доступ к деталям и узлам КАП, отсекам или элементам конструкции крыла.

Инв. № подл.						Подп. и дата						Инв. № дубл.						Взам. инв. №						Подп. и дата						Инв. № подл.					
	Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата		1102.102231.000 ПЗ										Лист		78																

4 Анализ влияния внедрения подвижных концевых аэродинамических поверхностей на безопасность полётов

Поддержание заложенного уровня безопасности полётов (БП) и его оптимальное повышение при внедрении изменений в конструкцию уже эксплуатируемого парка ВС является актуальной задачей. Как правило, исследование безопасности полётов основывается на результатах расследования авиационных происшествий (АП). Однако предлагаемая конструкция подвижных концевых аэродинамических поверхностей еще не находится в широкой эксплуатации, и необходимая для ретроспективного анализа статистика на данный момент отсутствует.

Подвижные концевые аэродинамические поверхности, изменяя свое положение относительно крыла в полёте, влияют на его несущую способность и величину индуктивного сопротивления. Значит, они сочетают в себе свойства механизации и обычных неподвижных законцовок. Поэтому результирующее воздействие подвижных КАП на БП может быть получено из рассмотрения места механизации крыла и неподвижных законцовок в обеспечении БП.

4.1 Общая характеристика состояния безопасности полётов гражданской авиации РФ в 2018 году

По информации межгосударственного авиационного комитета (МАК) [56], за 2018 год в коммерческой авиации стран СНГ произошло 34 авиационных происшествия (АП), в том числе 15 катастроф, в которых погибло 143 человека. В сравнении с данными 2017 года число АП увеличилось (34 против 29), увеличилась доля катастроф (15 против 14). Количество погибших возросло в 3,6 раза (143 против 40).

Годовая динамика суммарного числа происшествий и катастроф, приходящихся на 100 тыс. часов налёта, стран-участниц МАК представлена на

Инв. № подл.	Подп. и дата	Взам. инв. №	Инв. № дубл.	Подп. и дата	Лист
Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата	

рисунке 4.1. В период с 2016 по 2018 год относительные показатели оставались практически на одном уровне. Но в этот период показатели аварийности на 57,4 % больше аналогичных показателей 2014 и 2015 годов.

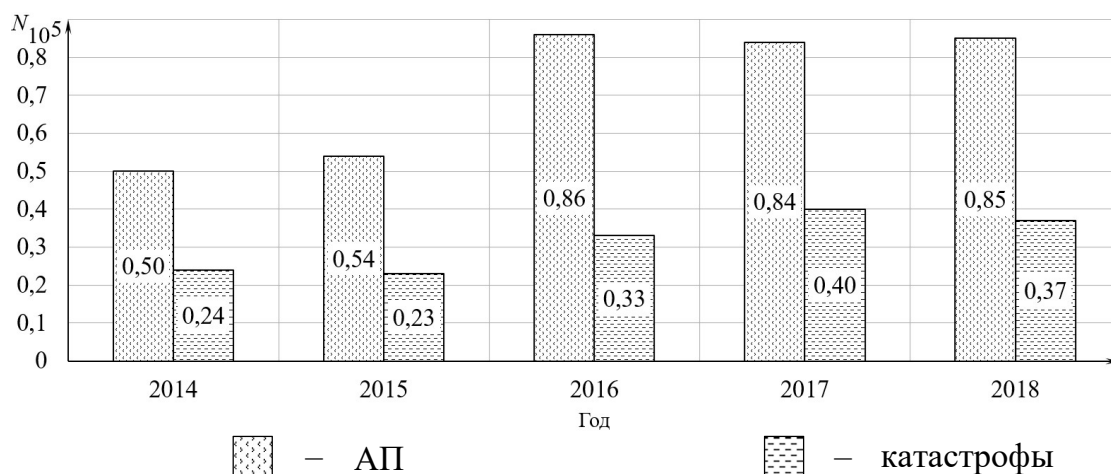


Рисунок 4.1 – Годовое изменение относительных показателей безопасности полётов в странах-участниках МАК

За 2018 год АП, связанных с отказами средств механизации не зарегистрировано.

4.2 Место средств механизации в обеспечении безопасности полётов

Средства механизации самолёта – устройства, изменяющие аэродинамические характеристики крыла. В зависимости от выполняемых функций средства механизации подразделяют на два класса:

- 1) средства механизации, увеличивающие несущую способность крыла (к ним относят предкрылки, закрылки, отклоняемые щитки и носки);
- 2) средства механизации, увеличивающие аэродинамическое сопротивление крыла (к ним относят тормозные щитки и интерцепторы, применяемые для быстрого уменьшения скорости и снижения в полёте или при пробеге).

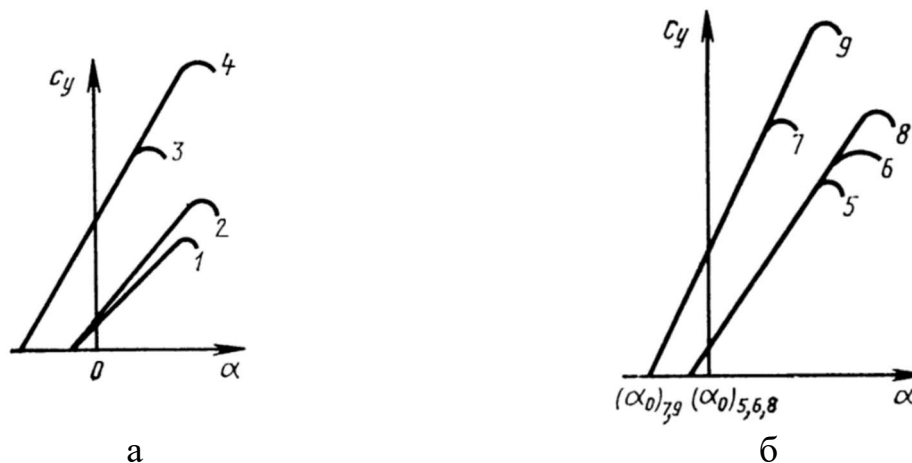
Физическими принципами, обеспечивающими управление

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

аэродинамическим качеством, являются увеличение площади и кривизны крыла, управление пограничным слоем.

На рисунке 4.2 показано влияние механизации на коэффициент подъемной силы крыла [57].



а – изменение параметров крыла:

- 1 – базовое крыло, 2 – увеличение площади, 3 – увеличение кривизны,
- 4 – введено затягивание срыва потока;

б – влияние видов механизации:

- 5 – крыло без механизации, 6 – применение концевой секции предкрылка,
- 7 – отклонение закрылка или щитка, 8 – применение всех секций предкрылков,
- 9 – совместное применение предкрылков и закрылков

Рисунок 4.2 – Динамика c_y от применения средств механизации

Из рисунка понятно, что средства механизации существенно изменяют аэродинамические характеристики крыла и, как следствие, влияют на безопасность полётов. На основании этого к ним предъявляют следующие требования:

- должен исключаться несимметричный выпуск или уборка, приводящие к непарируемому кренящему моменту;
- должен исключаться самопроизвольный выпуск или уборка в полёте;
- при отказе средств механизации должна быть обеспечена возможность безопасного завершения полёта (в том числе и с уходом на запасной аэродром).

Третье требование исключает подпадание отказов механизации крыла в группу катастрофических. А значит, отказы и неисправности элементов механизации могут иметь безопасный, граничный и критический характер.

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

4.2.1 Авиационные инциденты, произошедшие из-за неисправностей и отказов средств механизации крыла

Анализ авиационных инцидентов (АИ), произошедших по причине отказа или неисправности элементов механизации крыла, проведен на основании периодических отчетов о состоянии безопасности полетов в территориальных управлениях Росавиации. В таблице 4.1 представлены некоторые АИ, произошедшие в 2018–2019 гг. Их краткие характеристики представлены ниже.

Таблица 4.1 – Авиационные инциденты, причиной которых стали неисправности и отказы механизации крыла

№ п/п	Дата АИ	Наименование ВС рег. номер	Эксплуатант
1	26.01.2018	<i>Airbus A319 (VP-BTT)</i>	ПАО «Авиакомпания "Сибирь"»
2	07.02.2018	<i>Boeing 747 (EI-XLF)</i>	АО «Авиакомпания «Россия»
3	15.02.2018	<i>Airbus A319 (VP-BTT)</i>	ПАО «Авиакомпания "Сибирь"»
4	16.02.2018	<i>Boeing 737-800 (VQ-BVQ)</i>	ООО «Глобус»
5	15.04.2018	<i>Boeing 747 (EI-XLE)</i>	АО «Авиакомпания «Россия»
6	16.05.2018	<i>Boeing 747 (EI-XLH)</i>	АО «Авиакомпания «Россия»
7	27.06.2018	<i>Airbus A320 (VP-BCZ)</i>	ПАО «Авиакомпания "Сибирь"»
8	16.07.2018	<i>Boeing 747 (EI-XLF)</i>	АО «Авиакомпания «Россия»
9	26.07.2018	<i>Airbus A320 (VQ-BRG)</i>	ПАО «Авиакомпания "Сибирь"»
10	16.09.2018	<i>Airbus A330 (EI-GEW)</i>	ООО «Айфлай»
11	03.10.2018	<i>Boeing 737 (VP-BDF)</i>	ООО «Глобус»
12	27.10.2018	<i>Boeing 747 (EI-XLG)</i>	АО «Авиакомпания «Россия»
13	01.12.2018	<i>Embraer 170 (VQ-BYB)</i>	ПАО «Авиакомпания "Сибирь"»
14	06.12.2018	<i>Airbus A330 (EI-GEW)</i>	ООО «Айфлай»
15	12.01.2019	<i>Boeing 737 (VP-BPI)</i>	ООО «Северный Ветер»
16	02.02.2019	<i>Embraer 170 (VQ-BYL)</i>	ПАО «Авиакомпания "Сибирь"»
17	09.02.2019	<i>Embraer 170 (VQ-BYL)</i>	ПАО «Авиакомпания "Сибирь"»

26 января 2018 года при выполнении рейса по маршруту «Пермь – Москва (Домодедово)» на ВС *Airbus A319-100 (VP-BTT)* АК ПАО «Авиакомпания "Сибирь"» экипаж доложил о проблеме с закрылками и направился в зону ожидания [58]. После нормальной посадки были выполнены работы по поиску неисправности в системе выпуска закрылков. Неисправностей и отказов в агрегатах трансмиссии системы управления

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

механизации крыла сработала сигнализация блокировки закрылков [60]. После слива топлива экипажем был проведен заход на посадку и посадка. Посадка произведена благополучно без отклонений. Причина АИ – отказ в работе роторного привода каретки рельса закрылков № 1 левой плоскости крыла. Данный компонент обслуживался по техническому состоянию.

12 января 2019 года на ВС *Boeing 737-800 (VP-BPI)*, принадлежащем АК ООО «Северный Ветер» после взлёта в процессе уборки механизации экипаж заметил рассогласование между положениями секций правого и левого закрылков [61]. Дальнейшая уборка закрылков была прекращена. Экипаж принял решение возвращаться на аэродром вылета. Посадка прошла благополучно. Причина – разрушение одного из штепсельных разъемов в результате поражения коррозией.

2 февраля 2019 года при выполнении рейса по маршруту Новосибирск (Толмачёво) – Братск» ВС *Embraer ERJ-170-100 (VQ-BYL)* АК ПАО «Авиакомпания "Сибирь"» после взлёта в процессе набора высоты при уборке механизации сработала сигнализация «*SLAT FAIL*» (неисправность предкрылков) [62]. Проанализировав ситуацию, экипаж запросил полёт в зоне ожидания в районе аэродрома «Толмачёво». После достижения максимально разрешённой посадочной массы экипаж совершил нормальную посадку. При выпуске механизации сообщение об её отказе ушло. При диагностике состояния механизмов привода предкрылков обнаружены следы влаги в смазке приводов предкрылков №№ 3 и 5 левой консоли крыла и № 4, № 7, № 8 правой. Вероятная причина образования влаги – температурный перепад с конденсацией влаги воздуха в циклах «взлёт-посадка» и скопление атмосферных осадков. При попадании влаги на смазку происходило её вымывание и снижение смазочных свойств, это обстоятельство приводило к более тесному контакту металлических частей и увеличению нагрузок. При превышении нагрузок срабатывает ограничитель момента в системе уборки/выпуска закрылков и происходит индикация о наличии неисправности.

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

1102.102231.000 ПЗ

Лист

86

9 февраля 2019 года при выполнении рейса по маршруту «Улан-Удэ (Мухино) – Новосибирск (Толмачёво) на ВС Embraer ERJ-170-100 АК ПАО «Авиакомпания "Сибирь"» в процессе захода на посадку при выпуске механизации экипаж столкнулся с аналогичной проблемой [62]. Причиной также стало скопление влаги, как следствие нарушения свойств смазки и увеличения нагрузки в системе выпуска предкрылков.

По результатам проведённого анализа АИ классифицированы по причинам (таблица 4.2).

Таблица 4.2 – Распределение причин рассмотренных АИ

№ п/п	Причина АИ		Количество	Процент	
1	Нарушение технологии выполнения работ по ТО		1	5,9	
2	Столкновение с посторонним предметом		1	5,9	
3	Причины не установлены		1	5,9	
4	Неисправности АТ (14, 82,3 %)				
	Скопление влаги (8, 47,1 %)				
	4.1	4.1.1	Коррозия	3	17,6
		4.1.2	Нарушение свойств смазок	2	11,8
		4.1.3	Переменный электрический контакт	2	11,8
		4.1.4	Выход из строя компонентов	1	5,9
4.2	Случайные отказы составных элементов		6	35,2	
Всего			17	100,0	

Наибольшее число АИ – 82,3 % (14 АИ) – было вызвано неисправностями АТ. Причиной почти половины (8 АИ) инцидентов послужило скопление влаги в элементах конструкции, повлекшее коррозионное разрушение (3 АИ), нарушение свойств смазок (2 АИ), переменный электрический контакт в штепсельных разъемах (2 АИ) и выход из строя компонентов (1 АИ), эксплуатация которых в водной среде не предусмотрена. Второй наиболее распространённой причиной АИ, связанных с неисправностями механизации крыла, является случайный отказ компонентов – 35,2 % (6 АИ). Большинство разрушений элементов в данной группе АИ вызвано недостатками технического обслуживания по состоянию. Вдобавок, имели место такие причины, как повреждение посторонним предметом и нарушение технологии ТО, их удельный вес сравнительно низок (по 5,9 % на каждую группу).

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

1102.102231.000 ПЗ

Лист

87

4.3 Влияние турбулентности в следе за самолётом на безопасность полётов

Ранее указывалось, что из-за ненулевого перепада давлений на верхней и нижней поверхности крыла с его концевых частей сбегает вихревые жгуты. Интенсивность вихрей напрямую зависит от конфигурации и массы летящего самолёта и в ряде случаев может послужить причиной инцидента или происшествия с участием более лёгкого самолёта, летящего позади тяжелого. В особенности, такого рода турбулентность представляет опасность на этапах взлёта и посадки. КАП позволяют уменьшать интенсивность сходящих вихрей, тем самым повышать уровень БП. В таблице 4.3 приведен перечень АП, причинами которых явилось попадание лёгкого ВС в вихревую пелену более тяжелого [63].

Таблица 4.3 – Авиационные происшествия, причинами которых явилось попадание самолёта в спутный след другого

№ п/п	Дата	ВС	Пострадавшие ¹	Причина
1	29.04 2014	<i>Embraer ERJ170STD (JA211J)</i>	0+2	Попадание указанного ВС в вихревую пелену пролетевшего по тому же маршруту <i>Airbus A340</i>
2	10.01 2008	<i>Airbus A319- 100 (C-GBHZ)</i>	8+2	Попадание указанного ВС в вихревую пелену пролетевшего по тому же маршруту <i>Boeing B747-400</i>
3	28.05 2006	<i>Airbus A320- 200 (EC-JDK)</i>	4+3	Попадание указанного ВС в вихревую пелену пролетевшего по тому же маршруту <i>Airbus A340-300</i>

¹«пассажиры + члены экипажа»

Впервые с проблемой попадания самолёта в вихревую пелену, сгенерированную тяжелым самолётом, столкнулись в 1970-х годах, когда в эксплуатацию был введен *Boeing 747*. Это мотивировало ИКАО и Федеральное управление ГА США (*FAA*) разделить самолёты на 3 класса по взлётным массам и установить безопасные дистанции следования.

Категория турбулентности в следе отражает максимальную

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата	1102.102231.000 ПЗ	Лист
						88

сертифицированную взлётную массу ВС, она указывается в его кодировании для ОрВД (таблицы 4.4 и 4.5) [64].

Таблица 4.4 – Классификация максимальных сертифицированных взлетных масс ВС

Обозначение	Расшифровка	Значения взлётных масс	Примеры ВС
<i>L</i>	легкий	7 тонн и менее	Як-52
<i>M</i>	средний	более 7 тонн, но менее 136 тонн	ATR-72
<i>H</i>	тяжелый	136 тонн и более	Airbus A380

Таблица 4.5 – Кодирование Airbus A380-800

A388	<i>H</i>	<i>LJ</i>
Условное обозначение	Тяжелый	Сухопутный самолёт (<i>L</i>) с числом турбореактивных двигателей (<i>J</i>) – 4

Существуют следующие типы относительного эшелонирования самолётов для исключения их попадания в спутный след [65]:

- по расстоянию: горизонтальное – продольное и боковое, вертикальное;
- по времени (определяется временем, по истечении которого возможен вылет или посадка легкого самолёта после тяжелого).

Эшелонирование по расстоянию используется преимущественно в случаях, когда более легкое ВС летит на одинаковой высоте либо ниже или выше более тяжелого на 300 м. Его значения для различных сочетаний самолётов представлены в таблице 4.6.

Таблица 4.6 – Эшелонирование по расстоянию для исключения попадания ВС в спутный след

Класс летящего впереди ВС	Класс летящего позади ВС	Потребное расстояние между ними, км
« <i>H</i> »	« <i>H</i> »	7,41
« <i>H</i> »	« <i>M</i> »	9,26
« <i>H</i> »	« <i>L</i> »	11,11
« <i>M</i> »	« <i>L</i> »	9,26

Временное эшелонирование при отсутствии эшелонирования по расстоянию для ВС категории «*M*», совершающего посадку после ВС «*H*»,

Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

составляет 2 минуты, а для ВС «L» после ВС «M» или «H» – от 3 до 4 минут.

Временное эшелонирование для прилетающих самолётов устанавливается равным 2 минутам в случаях посадки на одну и ту же полосу, на параллельные ВПП, расстояние между которыми менее 760 м, на пересекающиеся или параллельные ВПП, если проекция траектории посадки на горизонтальную плоскость одного ВС пересечёт проекцию траектории другого в диапазоне высот от 0 до 300 м (рисунок 4.3).

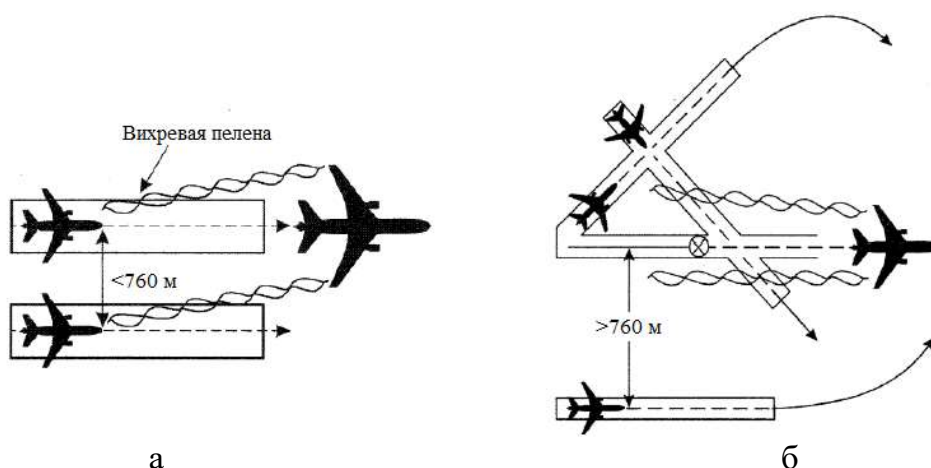


Рисунок 4.3 – Условия полётов, при которых необходимо выполнение двухминутного эшелонирования

Отмеченные виды эшелонирования и их значения позволяют улучшить показатели безопасность полётов. Установленные пороговые значения получены эмпирически и являются осредненными по широкому диапазону взлётных масс, что может быть неоптимальным с точки зрения пропускной способности аэродромов [66].

4.4 Мероприятия по сокращению числа авиационных происшествий

В целях сокращения числа авиационных происшествий, причинами которых явились отказы элементов механизации или попадание самолёта в спутную струю, рекомендуется выполнить следующее.

Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

1 Обеспечить более качественную учебу инженерно-технического состава, контроль уровня подготовки.

2 Строго соблюдать технологию выполнения работ по ТО и Р инженерно-техническому составу. В особенности, затягивать крепёжные элементы ключами установленного размера из бортового комплекта оборудования и с регламентированным моментом затяжки.

3 Проводить более тщательную проверку качества выполнения работ по ТО и Р инженерами и отделами технического контроля.

4 Проводить систематические проверки на тренажёре летных составов в части выполнения полётов с отказавшей механизацией крыла.

5 Проанализировать корректность периодичности контроля технического состояния конструктивных элементов, эксплуатируемых по техническому состоянию.

6 Рассмотреть целесообразность увеличения частоты контроля зон, подверженных застаиванию влаги.

7 Уделять особое внимание при периодической противокоррозионной обработке самолётов труднодоступным полостям планера, в которых возможно застаивание влаги.

8 Использовать для снижения трения в механических узлах, подверженных скоплению влаги, только гидрофобные смазки (например, заменить ЦИАТИМ-201 смазками ЦИАТИМ-202 или 203).

9 Обеспечить контроль на должном уровне орнитологическим службам аэродромов в сезонные периоды миграции птиц.

10 Диспетчерам УВД не нарушать установленные пределы эшелонирования.

Выводы

Дана характеристика состояния безопасности полётов стран-участниц МАК. За период с 2016 по 2018 год число АП и катастроф на 100 тыс. налёта существенно не изменилось, однако в сравнении с 2015 годом показатели в этот

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата
-----	------	----------	-------	------

1102.102231.000 ПЗ

Лист

91

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Российская гражданская авиация в течение второго десятилетия 21 века демонстрирует преимущественно положительную динамику. Заметен существенный рост показателей пассажирооборота и пассажиропотока как на внутренних, так и на международных воздушных линиях. Увеличивается и удельный вес гражданской авиации в транспортной системе страны.

На фоне роста показателей перевозок пассажиров и цен на топливо, авиакомпаниям необходимы более экономически эффективные самолёты. Существует два широко распространённых способа воздействия на топливную эффективность ВС: совершенствование параметров работы силовой установки и улучшение аэродинамического качества. Как правило, второй метод предполагает установку концевых аэродинамических поверхностей. Они снижают интенсивность сходящих с концевых частей крыла вихрей. Они могут быть установлены на самолёты, уже находящиеся в эксплуатации, что позволяет улучшить их конкурентную способность. В работе на базе самолёта SSJ 100 (RRJ-95B и RRJ-95LR) рассматривалась возможность внедрения подвижных КАП. Моделирование обтекания планера самолёта произведено в программном комплексе численного гидрогазодинамического моделирования ANSYS CFX. Положение КАП по отношению к плоскости крыла определялось углом развала ψ (углом между плоскостью концевой нервюры и плоскостью КАП). Его значение варьировалось на 4 уровнях: 0, 15, 45, 75°. Установлено, что в режиме крейсерского полёта аэродинамически эффективны КАП $\psi = 75^\circ$, при наборе высоты или снижении с эшелона большую эффективность приобретают КАП $\psi = 45^\circ$. В рамках проектировочных работ выбрана компоновочная схема трансмиссии и тип привода. Схема с приводом на валу конструктивно является простой и не требует дополнительных передаточных элементов, а также легка в обслуживании. Выбранный тип привода – неполноповоротный гидродвигатель с винтовым преобразователем.

Подп. и дата	
Инв. № дубл.	
Взам. инв. №	
Подп. и дата	
Инв. № подл.	

Лист	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата

1102.102231.000 ПЗ

Лист

93

Степень влияния подвижных КАП на безопасность полётов получена из рассмотрения места средств механизации и неподвижных законцовок в обеспечении безопасности полётов. С целью сохранения уровня безопасности полётов на должном уровне, при лётной эксплуатации КАП необходимо исключить возможность самопроизвольного и несимметричного перемещения в полёте. Также при отказе привода КАП должна быть обеспечена их блокировка в заданном положении для безопасного завершения полёта.

В соответствии с разработанной технологией обслуживания необходимо проводить монтаж и демонтаж КАП и оценку технического состояния отдельных элементов визуально и вихретоковым методом. Дефектация вихретоковым методом проводится в рамках специального детального осмотра, на начальных этапах эксплуатации его рекомендовано проводить каждые 6000 лётных часов или 2 года. В последующем на основании статистических данных об эксплуатации периодичность выполнения и объемы выполняемых работ при ТО подвижных КАП могут быть изменены.

Инв. № подл.					Подп. и дата
Инв. № инв.					Инв. № дубл.
Лит					Подп. и дата
1102.102231.000 ПЗ					Лист
					94
Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата	

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1 Транспорт в России. 2018 // Статистический сборник. – М.: Росстат, 2018. – 101 с.

2 Россия в цифрах. 2019 // Краткий статистический сборник. – М.: Росстат, 2019. – 522 с.

3 Российский статистический ежегодник. 2018. // Статистический сборник. – М.: Росстат, 2018. – 694 с.

4 Министерство транспорта Российской федерации «Федеральное агентство воздушного транспорта. Росавиация». Основные производственные показатели гражданской авиации за январь-сентябрь 2019 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.favt.ru/novosti-novosti/?id=5838> (дата обращения 04.11.2019).

5 Корень, А. В. Современное состояние гражданской авиации России и прогноз её развития / А. В. Корень // Транспорт Российской Федерации – 2016. СПб. – № 6(67) – С. 7–11. ISSN: 1994-831X.

6 ОАК – Объединенная авиастроительная корпорация. Обзор рынка – 2017–2036 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.uacrussia.ru/upload/iblock/9f3/9f381b3b71c64fc49e94e91076549c2d.pdf> (дата обращения: 03.11.2019).

7 ОАК. Обзор рынка – 2019–2038 [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://uacrussia.ru/upload/iblock/806/8063c9d96983265cab264f0bbfa7ddea.pdf> (дата обращения 03.11.2019).

8 Министерство транспорта Российской федерации «Федеральное агентство воздушного транспорта. Росавиация». Государственный реестр гражданских воздушных судов Российской федерации [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <https://www.favt.ru/opendata/7714549744-gosreestr-gvs/> (дата обращения 03.11.2019).

9 Министерство транспорта Российской федерации «Федеральное

Подп. и дата
Инв. № дубл.
Взам. инв. №
Подп. и дата
Инв. № подл.

						1102.102231.000 ПЗ	Лист 95
Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата			

idents (Accessed 28 October 2019).

64 *DOC 8643/37. Условные обозначения типов воздушных судов. – Издание 37. ИКАО, 2009.*

65 *SKYbrary Aviation Safety. Mitigation of Wake Turbulence Hazard. Available at: https://www.skybrary.aero/index.php/Mitigation_of_Wake_Turbulence_Hazard (Accessed 28 October 2019).*

66 *Gerz, T. Aircraft Wake Vortices. A position paper. T. Gerz, F. Holzäpfel, D. Darracq. WakeNet – the European Thematic Network on Wake Vortex – 6 April 2001. Available at: <http://www.cerfacs.fr/~wakenet/news/Position-paper/position-paper.pdf> (Accessed 28 October 2019).*

Инв. № подл.	Подп. и дата					Лист
	Инв. № дудл.					
Инв. № подл.	Взам. инв. №					102
	Подп. и дата					
Лит	Изм.	№ докум.	Подп.	Дата		