

Федеральное автономное учреждение
«ЦЕНТРАЛЬНЫЙ АЭРОГИДРОДИНАМИЧЕСКИЙ ИНСТИТУТ
имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ»)

На правах рукописи



ЛЕВИЦКИЙ АЛЕКСАНДР ВЯЧЕСЛАВОВИЧ

**Разработка методов и средств обеспечения непрерывности
экспериментальных исследований механизации крыла на моделях самолетов
в аэродинамических трубах больших скоростей (на примере трансзвуковой
аэродинамической трубы Т-128)**

Специальность: 2.5.13 – Проектирование, конструкция, производство, испытания
и эксплуатация летательных аппаратов (технические науки)

Диссертация на соискание учёной степени кандидата технических наук

Научный руководитель:
заслуженный машиностроитель РФ, д.т.н.
Вермель Владимир Дмитриевич

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	4
Глава 1. Требования к обеспечению дистанционного управления элероном крупноразмерных полумоделей магистральных пассажирских и транспортных самолетов при проведении экспериментальных исследований в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128.....	20
1.1 Общие сведения о трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128	21
1.2 Оценка целесообразности внедрения средств дистанционного управления элероном и элементами механизации крыла крупноразмерных аэродинамических полумоделей магистральных пассажирских и транспортных самолетов в Т-128	25
1.3 Обеспечение аэродинамического подобия при проведении экспериментальных исследований в трансзвуковой аэродинамической трубе.....	29
1.4 Аэродинамические нагрузки, действующие на консоль крыла аэродинамической полумодели в процессе экспериментальных трубных исследований	40
Выводы к главе 1	51
Глава 2. Разработка конструкции крупноразмерной полумодели со средствами дистанционного управления отклонением элерона для экспериментальных исследований в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128	53
2.1 Конструкторско-технологические решения крупноразмерных аэродинамических полумоделей в Т-128.....	53
2.2 Модификация конструкции консоли крыла аэродинамической полумодели для внедрения дистанционного управления элероном и элементами механизации.....	58
2.3 Структура системы управления элероном и технические средства ее реализации.....	67
2.4 Сервоприводы для комплектации системы дистанционного управления механизацией крыла аэродинамической полумодели.....	69
2.5 Разработка математической модели компактных тензометрических весов управляемого элерона аэродинамической полумодели	82
Выводы к главе 2	96

Глава 3. Внедрение средств дистанционного управления элероном крупноразмерной полумодели магистрального пассажирского самолета для трансзвуковой аэродинамической трубы Т-128	98
3.1 Стенды-демонстраторы системы дистанционного управления элероном крупномасштабной полумодели с имитацией аэродинамической нагрузки для проведения внутрубной отработки.....	98
3.2 Компактные тензометрические весы для измерения аэродинамических нагрузок на элероне при проведении экспериментальных исследований	101
3.3 Аэродинамическая крупноразмерная полумодель перспективного магистрального самолета со средствами дистанционного управления элероном.....	105
3.4 Оценка экономической эффективности использования системы дистанционного управления элерона на крупномасштабной аэродинамической полумодели в АДТ Т-128.....	118
Выводы к главе 3	123
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	125
Список используемых источников.....	128
Приложение 1. Конструкция стенда-демонстратора системы дистанционного управления элероном на основе электрического привода	137
Приложение 2. Конструкции стенда-демонстратора системы дистанционного отклонения элероном на основе гидропривода.....	143
Приложение 3. Акт внедрения результатов диссертационной работы в НИЦ АГД ФАУ «ЦАГИ» (копия).....	161
Приложение 4. Акт внедрения результатов диссертационной работы в НПП ФАУ «ЦАГИ» (копия)	163

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

Важнейшей задачей, решаемой при проектировании самолетов в экспериментальных исследованиях на аэродинамических моделях в отечественных промышленных аэродинамических трубах (АДТ) больших скоростей (Т-106, Т-109, Т-128), является экспериментальная отработка аэродинамической компоновки крыла и его механизации, включающей элероны, обеспечивающие поперечное аэродинамическое управление самолетом. При ее проведении выполняется последовательность испытаний модели с определенными углами установки элементов механизации крыла (предкрылки, закрылки, интерцепторы и др.), а также элеронов в фиксированные угловые положения с закреплением на силовых кронштейнах. Такое решение обусловлено предельно высокими аэродинамическими нагрузками на крыло и элементы механизации. Перед каждой сменой положения элементов механизации выполняются остановка АДТ, их переустановка на кронштейны, задающие новое положение, запуск АДТ, а при испытаниях с повышенным давлением в рабочей части производятся сброс давления и повторная накачка до требуемого уровня. В результате существенно возрастает длительность экспериментальных исследований, расход электроэнергии и соответственно стоимость.

Решением может стать разработка системы дистанционного управления движением элементов механизации крыла в процессе аэродинамического эксперимента с измерением действующих аэродинамических сил. Оно особенно актуально применительно к исследованиям компоновок магистральных пассажирских и транспортных самолетов в уникальной промышленной трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128 ЦАГИ, занимающих центральное место в обеспечении их аэродинамического совершенства. Выполненная модернизация АДТ позволила перейти от испытания полных аэродинамических моделей к полумоделям (моделируемых от продольной плоскости симметрии самолета), что увеличило в 2 раза масштаб по отношению к размерам моделируемого самолета. Дополнительное повышение давления в рабочей части до

4 атм обеспечивает близкие к натурному полету числа Рейнольдса и, соответственно, условия обтекания от взлета и посадки ($M = 0.2$) до крейсерского полета ($M = 0.8 \div 0.85$).

Уровень отработки аэродинамической компоновки крыла и механизации разрабатываемого самолета во многом определяется объемом выполненных экспериментальных исследований. При установленных, как правило директивных, сроках разработки проекта, сокращение длительности трубного эксперимента позволяет увеличить объемы экспериментальных исследований и повысить на этой основе обоснованность принимаемых технических решений. В этой связи обеспечение непрерывности экспериментальных исследований при существенном сокращении затрат и времени является актуальным и практически важным.

Степень разработанности темы

Аэродинамическое подобие натурному полету в трубном эксперименте с большими скоростями полета исследовалось в работах А.К. Мартынова, С.И. Скоморохова, В.А. Барина, А.Л. Болсуновского и целого ряда других исследователей [1-5]. Принципиальные конструкции крупномасштабных моделей магистральных самолетов в Т-128 и технология их изготовления разрабатывались В.Д. Вермелем, В.А. Гуровым, А.О. Шардиным [6-9]. Решением задачи оптимизации авиационных конструкций в условиях современных цифровых технологий занимались М.Н. Мантусов, Г.Л. Ривин [10]. Исследования в области реализации методов оптимизации и их приложения к решению инженерных задач проводились И.Л. Акуличем, Ф.П. Васильевым [11,12]. Управление компрессорной установкой, формирующей требуемые параметры течения в рабочей части, а также сбор и первичная обработка данных эксперимента обеспечиваются в Т-128 измерительно-вычислительным комплексом ИВК М2 и автоматизированной системой управления экспериментом «ПОТОК», разработка которых выполнялась В.В. Петроневичем, Ю.К. Блокиным-Мечталиным, Е.К. Чумаченко, В.С. Криворученко, В.В. Буровым, А.Р. Горбушиным [13-21]. Разработке внутримодельных тензометрических весов различных типов для оценки аэродинамических сил и моментов воздействующих на агрегаты моделей

посвящены работы В.В. Богданова, В.С. Волобуева, Г.Т. Андреева, Н.И. Кочедыкова, Ю.А. Малицкого [22-26]. Разработка систем дистанционного управления с использованием электрических серводвигателей для динамически подобных свободно штопорящих моделей самолетов, испытываемых в специализированной вертикальной трубе малых скоростей Т-105 ($M \leq 0.1$) с размерами рабочей части, ограничивающей размах крыла модели до 1.2 м, проводились А.А. Ефремовым, А.В. Вялковым, Ю.Ю. Евдокимовым [27-30]. Однако до настоящего времени отсутствуют научно-методические и конструкторские разработки, направленные на совершенствование экспериментальных исследований на крупноразмерных аэродинамических моделях магистральных пассажирских и транспортных самолетов при повышенном давлении в рабочей части и широком диапазоне скоростей от взлетно-посадочных до трансзвуковых, характерных для крейсерского полета, путем введения дистанционного управления элементами механизации крыла.

Наибольшее число прерываний в испытаниях связано с изменением углового положения элеронов. В отличие от других элементов механизации крыла (предкрылки, закрылки, интерцепторы), имеющих фиксированные углы отклонения для характерных режимов полета, отклонение элеронов выполняется непрерывно и на всех режимах для обеспечения поперечной балансировки и управления самолетом по крену. Число прерываний эксперимента, обуславливаемое необходимостью перестановки элеронов, составляет до 90% от их общего числа. Наряду с этим в зонах размещения элеронов, располагаемых на максимальном удалении от борта фюзеляжа, крыло имеет наименьшую строительную высоту, что существенно усложняет компоновку элементов системы дистанционного управления. Соответственно методика и принципиальные конструкторские решения, полученные при разработке системы управления элеронами могут быть использованы непосредственно при разработке средств управления другими элементами механизации крыла.

Проведенное рассмотрение определило выбор темы диссертационной работы: «Разработка методов и средств обеспечения непрерывности

экспериментальных исследований механизации крыла на моделях самолетов в аэродинамических трубах больших скоростей (на примере трансзвуковой аэродинамической трубы Т-128)».

Цель диссертационной работы: разработка конструкции аэродинамической полумодели магистрального пассажирского и транспортного самолетов с системой дистанционного управления механизацией крыла применительно к непрерывности испытаний в трубах больших скоростей, с реализацией управления элероном полумодели перспективного магистрального самолета в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128, во всем диапазоне эксплуатационных скоростей потока с существенным сокращением времени и стоимости эксперимента.

Для ее достижения необходимо решение следующих основных задач:

1. Формирование требований к дистанционному управлению элероном крыла крупноразмерной полумодели в процессе экспериментальных исследований в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128 в соответствии с условиями воздействия воздушного потока и критериев подобия натурному полету.

2. Определение, применительно к реализации дистанционного управления элероном, действующих аэродинамических нагрузок на крыло и элементы механизации крыла полумодели магистрального самолета при исследованиях в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128 с повышенным давлением потока в рабочей части.

3. Разработка принципиальной конструкции и технологии изготовления крупноразмерной полумодели со средствами дистанционного управления элероном в условиях специализированного модельного производства.

4. Оптимизация конструктивных параметров консоли крыла крупноразмерной полумодели магистрального пассажирского и транспортного самолетов с нишами наибольших размеров для размещения во внутренних объемах компонентов системы управления отклонением механизации крыла, при обеспечении требований по прочности и жесткости.

5. Определение требований к сервоприводу элерона (электрический, гидравлический). В связи с отсутствием предложений компактных гидроприводов,

разработка и изготовление компактного гидравлического сервопривода с характеристиками, достаточными для осуществления управляемого движения элерона и других элементов механизации крыла с комплексом обеспечивающих программно-технических средств, отвечающего условиям размещения во внутренних объемах консоли крыла.

6. Разработка стендов-демонстраторов консоли крыла полумодели с имитацией действующих на элерон аэродинамических нагрузок при различных режимах полета для проведения внутрубной отработки систем управления с электрическим и гидравлическим сервоприводами.

7. Выбор рационального типа сервопривода (электрический, гидравлический), включая апробацию и отработку на стендах-демонстраторах с моделированием аэродинамических сил, воздействующих на элерон при проведении экспериментальных исследований в трансзвуковой аэродинамической трубе.

8. Разработка конструкции и изготовление специализированных тензосенсоров для проведения в процессе эксперимента измерения аэродинамических нагрузок, действующих на элерон при его управляемом движении.

9. Разработка и изготовление аэродинамической полумодели магистрального самолета с системой дистанционного управления элероном для апробации и испытания в процессе аэродинамического эксперимента.

10. Оценка, по результатам экспериментальных исследований, эффективности внедрения системы дистанционного управления отклонением элерона.

Объектом исследования являются аэродинамические модели магистральных самолетов с системой дистанционного управления отклонением элементов механизации крыла во время проведения экспериментальных исследований при повышенном давлении на до- и трансзвуковых скоростях потока.

Область исследования – конструкция и технология изготовления аэродинамических полумоделей магистральных самолетов для испытания в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128 с системой дистанционного

управления отклонением механизации крыла, отвечающих требованиям аэродинамического подобия, компактные электрические и гидравлические сервоприводы, а также малогабаритные тензометрические весы для измерения в процессе эксперимента аэродинамических нагрузок, действующих на отклоняемые поверхности управления самолетом.

Методологической основой исследования являются труды российских и зарубежных ученых в области конструкций аэродинамических моделей для трубных исследований, автоматизации аэродинамического эксперимента и выполняемых метрологических измерений, расчета конструкций на прочность, разработки средств дистанционного управления отклонением элементов механизации крыла аэродинамических моделей в процессе экспериментальных исследований.

Методы исследования базируются на положениях теории прочности, механизмов и машин, конструирования, прикладной аэродинамики, автоматического управления. Применялось современное сертифицированное лабораторное оборудование, программное обеспечение и промышленные пакеты CAD, CAM, CAE.

Основные результаты, представляющие научную новизну:

1. Установлена взаимосвязь управляемого движения элерона крупноразмерной аэродинамической полумодели магистрального самолета с параметрами подобия и требованиями эксперимента, включая действующие аэродинамические нагрузки во всем диапазоне режимов полета, моделируемых в трансзвуковой трубе Т-128.

2. Разработана методика оптимизации конструктивных параметров консоли крыла с нишами наибольших габаритов для размещения во внутренних объемах компонентов системы дистанционного управления элероном, при ограничениях по условиям прочности и жесткости, в трубном эксперименте.

3. Разработаны параметрические модели для конструирования специализированного компактного сервогидропривода с мощностными и моментными характеристиками, соответствующими требованиям управляемого

движением элерона при удовлетворении условиям размещения во внутренних объемах консоли крыла, а также компактных тензометрических весов для измерения в процессе эксперимента аэродинамических моментов на движущемся элероне.

4. Разработаны алгоритм и программное обеспечение дистанционного управления элероном с использованием специализированного компактного гидравлического сервопривода при проведении трубного эксперимента в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128 по заданной программе испытаний.

Теоретическая значимость состоит в выявлении физических условий моделирования управления элероном крупноразмерной полумодели магистрального пассажирского и транспортного самолетов в процессе экспериментальных исследований в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128, с измерением действующих моментов совместно с оптимизацией конструкции консоли крыла аэродинамической полумодели при удовлетворении условий прочности и жесткости, для размещения во внутренних объемах компонентов системы управления.

Практическую значимость определяют:

1. Обоснование параметров системы дистанционного управления отклонением элерона с использованием компактных электрического и гидравлического сервоприводов, обеспечивающих адекватность моделирования натурного полета на крупноразмерной полумодели в трансзвуковой АДТ Т-128.

2. Разработка методики оценки конструктивных параметров консоли крыла аэродинамической полумодели при размещении во внутренних объемах сервоприводов и компонентов системы управления отклонением элерона и элементов механизации с ограничениями по условиям прочности.

3. Реализация системы управления элероном на основе компактного гидравлического сервопривода и подвижных тензометрических весов, обеспечивающих измерение действующих аэродинамических моментов на элерон в процессе эксперимента, включая разработку стендов-демонстраторов для

внетрубных испытаний и отработки управления элероном с использованием электрического и гидравлического сервоприводов.

4. Разработка и изготовление крупноразмерной полумодели магистрального самолета, оснащенной системой дистанционного управления движением элерона на основе компактного гидравлического сервопривода с измерением в процессе эксперимента действующего момента, обеспечивающей, по сравнению с фиксированной установкой, повышение достоверности моделирования, при сокращении затрат и времени на проведение эксперимента в Т-128 до 10 раз.

На защиту выносятся следующие результаты:

1. Обоснование целесообразности реализации системы дистанционного управления элероном для аэродинамической полумодели в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128 на основе компактного гидравлического сервопривода со специализированными тензометрическими весами для измерения в процессе эксперимента действующих на элерон нагрузок со стороны потока в процессе управляемого движения.

2. Оптимизированная конструкция консоли крыла крупномасштабной полумодели с размещаемыми во внутренних объемах компонентами системы управления и гидравлическим сервоприводом, обеспечивающая выполнение условий по прочности и жесткости, изготавливаемая в условиях модельного производства.

3. Реализация гидравлической системы управления на основе компактного гидросервопривода, осуществляющей дистанционное управление отклонением элерона крыла полумодели магистрального самолета в процессе испытаний в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128.

4. Изготовление крупноразмерной аэродинамической полумодели и ее испытания в аэродинамической трубе Т-128.

Личный вклад автора заключается в следующем:

1. Постановка задачи дистанционного управления отклонением элементов механизации крыла аэродинамической модели магистрального самолета в процессе проведения испытаний в АДТ Т-128.

2. Способ оптимизационного расчета конструктивных параметров консоли крыла с нишами (выборками материала) наибольшего размера во внутренних объемах консоли крыла для размещения элементов системы дистанционного управления механизацией крыла, исходя из условий прочности и жесткости конструкции.

3. Разработка конструкции компактных тензометрических весов для измерения аэродинамических нагрузок на элероне при его непрерывном угловом движении во время трубного эксперимента.

4. Разработка системы дистанционного управления элероном на основе компактного гидравлического сервопривода.

5. Разработка конструкции крупномасштабной аэродинамической полумодели со средствами дистанционного управления элероном для проведения испытаний в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128, ее апробация в условиях трубного эксперимента.

Достоверность определяется адекватным применением сертифицированных программ и средств САПР, включая расчеты МКЭ, использованием при проведении экспериментальных исследований сертифицированного оборудования, методик и стандартов, достаточным объемом экспериментальных исследований на стендовом макете-демонстраторе и крупномасштабной аэродинамической полумодели в трубном эксперименте в Т-128.

Внедрение результатов работы:

Разработанная на основе выполненной работы типовая конструкция крупномасштабной аэродинамической полумодели и комплекс электро- и гидравлического управления отклоняемыми поверхностями внедрены:

1. В научно-производственном центре ЦАГИ на стендах с имитацией воздействия воздушного потока для внутрубной отработки управления механизацией крыла.

2. В аэродинамической трубе Т-128 ЦАГИ при проведении весовых экспериментальных исследований крупномасштабных аэродинамических полумоделей.

3. Полученные результаты использованы при выполнении контрактных и договорных работ, в том числе государственных контрактов в соответствие с Федеральной целевой программой «Развитие гражданской авиационной техники России на 2002-2010 и на период до 2015 года», а также государственной программы Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы», шифры: «Модель 2011», «Мультиплекс», «Основа», «Скорость», «Стенд 2020», «Магистраль-технологии», «Цифра», «Цифра 2».

Соответствие паспорту специальности. Выполненная научно-исследовательская работа соответствует областям исследований паспорта специальности 2.5.13 «Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов», а именно пунктам:

– «2. Создание теоретической, методической, экспериментальной и производственной базы, позволяющих обеспечить требуемые показатели качества по назначению, надежности, точности, взаимозаменяемости, технологичности, унификации, стандартизации, эргономичности, технической эстетики, патентной чистоты»;

– «5. Разработка методов, моделей и программного обеспечения для принятия оптимальных решений проектно-конструкторских задач при заданных ограничениях с учетом их компромиссного характера, риска и различимости сравниваемых вариантов изделий (процессов), в том числе, для космических планетных баз».

Апробация работы. Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на 16 научно-технических конференциях: научно-технических конференциях ЦАГИ по аэродинамике (2012-2014, 2017, 2019, 2021, 2024 гг.); Всероссийской конференции молодых специалистов, ученых и студентов памяти Главного конструктора, академика АН СССР В.И. Кузнецова (2013 г.); Всероссийской конференции молодых ученых и специалистов «Будущее машиностроения России» (2013, 2017 гг.); межотраслевом молодежном научно-техническом форуме «Молодежь и будущее авиации и космонавтики» (2013 г.); московской молодежной научно-технической конференции «Инновации в авиации

и космонавтике» (2015 г.); международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения» (2017 г.); международной школе-семинаре «Модели и методы аэродинамики» (2017, 2022 гг.); молодежной научно-технической конференции «Новые материалы и технологии в ракетно-космической и авиационной технике» (2017 г.); отраслевой конференции по измерительной технике и метрологии для исследований летательных аппаратов «КИМИЛА» (2018, 2023, 2025 гг.); межрегиональной отраслевой научно-технической конференции «Люльевские чтения» (2020 г.).

По материалам диссертационной работы опубликовано 18 печатных работ, из них 4 – в изданиях, рекомендуемых ВАК РФ по специальности 2.5.13: Левицкий А.В. / Вермель В.Д., Казимирова А.Н., Чернышев И.Л., Шардин А.О. Крупноразмерные полумодели для исследования обтекания и отработки аэродинамических компоновок гражданских самолетов // Авиационная промышленность, № 1-4, 2020. С. 61-64; Левицкий А.В. / Вермель В.Д., Кажичкин С.В., Лацоев К.Ф., Лютов В.В., Петроневич В.В., Семенов В.Н., Чернышев Л.Л. Компактные тензометрические весы для измерения нагрузок на подвижных поверхностях аэродинамического управления в конструкциях аэродинамических моделей // Авиационная промышленность. 2019. № 3-4. С. 74-78; Левицкий А.В. / Шардин А.О., Копылов А.А., Севостьянов С.Я., Громышков А.Д., Юстус А.А., Григорьев И.В., Жирихин К.В., Руденко Д.С. Проектирование и изготовление крупномасштабных моделей самолётов для исследования аэродинамических характеристик в аэродинамической трубе на примере типовой модели пассажирского самолёта // Известия Самарского научного центра Российской академии наук, Том 18, № 1(2), 2016. С. 378-381; Левицкий А.В. / Дюг А.Ю., Жоголев Д.А., Качарава И.Н., Шардин А.О. Исследование возможности применения технологии селективного лазерного сплавления для изготовления весовых элементов // Авиационная промышленность, № 2, 2025. С. 80-84.

Получено 8 свидетельств на патенты РФ: свидетельство о государственной регистрации на полезную модель № 142186 от 20.05.2014,

«Механизм отклонения рулевой поверхности аэродинамической модели самолета», Левицкий А.В. / Барышников О.Е., Вермель В.Д., Севостьянов С.Я., Шардин А.О., Чернышев Л.Л.; свидетельство о государственной регистрации на полезную модель № 174813 от 03.11.2017, «Узел нагружения для испытаний аэродинамических моделей на стенде», Левицкий А.В. / Барышников О.Е., Вермель В.Д., Севостьянов С.Я., Шардин А.О., Чернышев Л.Л.; свидетельство о государственной регистрации на полезную модель № 180290 от 08.06.2018, «Стенд-имитатор системы управления элероном аэродинамической модели самолета», Левицкий А.В. / Барышников О.Е., Вермель В.Д., Севостьянов С.Я., Шардин А.О., Чернышев Л.Л.; свидетельство о государственной регистрации на полезную модель № 182921 от 05.09.2018, «Устройство нагружения для стендового испытания рулевой поверхности», Левицкий А.В. / Барышников О.Е., Вермель В.Д., Севостьянов С.Я., Шардин А.О., Чернышев Л.Л.; свидетельство о государственной регистрации на полезную модель № 183352 от 18.09.2018, «Механизм управления рулевой поверхности аэродинамической модели самолета», Левицкий А.В. / Барышников О.Е., Вермель В.Д., Севостьянов С.Я., Шардин А.О., Чернышев Л.Л.; свидетельство о государственной регистрации на изобретение № 2681251 от 05.03.2019, «Устройство измерения шарнирного момента отклоняемой поверхности», Левицкий А.В. / Барышников О.Е., Вермель В.Д., Кажичкин С.В., Лацоев К.Ф., Шардин А.О., Чернышев Л.Л.; свидетельство о государственной регистрации на изобретение № 2731425 от 02.09.2020, «Способ управления рулевыми поверхностями аэродинамической модели самолета», Левицкий А.В. / Барышников О.Е., Вермель В.Д., Севостьянов С.Я., Шардин А.О., Чернышев Л.Л.; свидетельство о государственной регистрации на полезную модель № 231884 от 14.02.2025, «Механизм нагружения для испытаний аэродинамических моделей на стенде», Левицкий А.В. / Барышников О.Е., Вермель В.Д., Севостьянов С.Я., Шардин А.О.

Структура и объем диссертационной работы. Диссертация состоит из введения, трех глав, заключения, списка литературы и 4 приложений. Объем

работы составляет 164 страниц, в том числе 105 рисунков и 17 таблиц. Список цитированной литературы содержит 86 наименований.

Содержание работы

Во введении раскрыта актуальность выбранной темы исследования, показана степень разработанности темы, сформулированы цели и задачи работы. Рассмотрены полученные результаты, показана их научная новизна, теоретическая и практическая значимость. Дано краткое описание диссертации по главам.

В первой главе формулируются требования к обеспечению дистанционного управления элементами механизации крыла крупноразмерных аэродинамических полумоделей магистральных пассажирских и транспортных самолетов, предназначенных для оценки характеристик и совершенствования аэродинамических компоновок по условиям крейсерского полета, а также режимов взлета и посадки при экспериментальных исследованиях в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128. Рассмотрена конструкция Т-128 и технические условия проведения экспериментальных исследований с наддувом для повышения давления в рабочей части до ~ 4 атм на полумоделях с размахом консоли крыла ~ 2.2 м, содержащие условия обтекания близкие к натурному полету. Исходя из критериев подобия полумодели моделируемому самолету, сформированы требования к модели и управлению элероном.

Проведена оценка временных затрат на проведение цикла испытаний полумодели с прерыванием эксперимента на установку углового положения элерона вручную на кронштейнах и непрерывно, с использованием системы дистанционного управления отклонением.

Определены максимальные аэродинамические нагрузки, действующие на консоль крыла и элерон типовой полумодели магистрального пассажирского самолета при испытаниях в Т-128. В завершении сформированы требования к модели и системе управления, с учетом актуальных возможностей по точности измерения в эксперименте аэродинамических характеристик.

Во второй главе рассматривается конструкция и базовая технология изготовления аэродинамической полумодели из условия ее оснащения средствами

отклонения элерона. Для этого предусматривается изготовление ниш, в объемах консоли крыла, для размещения сервоприводов управления отклонением элерона. Разработана методика оптимизационного расчета конструктивных параметров ниш максимального размера из условия обеспечения ограничений по прочности консоли крыла.

В соответствии с требованиями к моментно-мощностным характеристикам сервоприводов, как исполнительной основы системы дистанционного управления, выполнено аналитическое сопоставление – электромеханических и гидравлических. Показано, что для полумодели в Т-128 габариты предлагаемых к поставкам электромеханических сервоприводов превышают располагаемые внутренние объемы для размещения в окрестности элерона в обводах консоли крыла. Их размещение в корневой зоне консоли потребует введение дополнительных элементов проводки управления, усложняющую конструкцию при возможном снижении точности управляемого движения отклоняемой аэродинамической поверхности. Удовлетворение условий размещения возможно при переходе к использованию компактного гидравлического сервопривода высокого давления, что связано с его целенаправленной разработкой и изготовлением.

Разработана параметрическая модель тензометрических весов новой конструкции, позволяющая оценивать их конструктивные параметры в соответствии с действующими нагрузками, необходимой чувствительностью, обеспечивающей требуемые диапазоны измерения моментов действующих сил, необходимой жесткостью, обеспечивающей допустимые амплитуды колебаний от воздействия воздушного потока в рабочей части аэродинамической трубы.

Третья глава посвящена рассмотрению практической реализации системы дистанционного управления со средствами измерения аэродинамических нагрузок, действующих на элерон и ее внедрению на крупноразмерной полумодели магистрального пассажирского самолета.

Разработаны и апробированы на стендах-демонстраторах системы дистанционного управления на основе электрического и гидравлического сервоприводов.

Параллельно с разработкой и изготовлением гидропривода было выполнено формирование комплекса управления отклоняемым элероном аэродинамической полумодели, включающего гидравлическую станцию с насосным агрегатом, блок гидравлического управления, сервораспределитель, контрольно-измерительное оборудование. Разработано программное обеспечение для гидравлического комплекса и интерфейс регулятора управления движением элерона.

По результатам апробации и отработки системы дистанционного управления на стенде, была проведена ее доработка, включающая модернизацию гидроцилиндра, гидроблока управления и элементов коммутации, оснащение системы тензометрическими весами непрерывного измерения действующей на элерон в процессе эксперимента аэродинамической нагрузки, выполнена ее интеграция в состав аэродинамической полумодели самолета для проведения испытаний в аэродинамической трубе.

Разработана компоновка системы управления на полумодели, а также в рабочей части аэродинамической трубы Т-128 и кабине оператора. Выполнены экспериментальная апробация и уточнение зависимостей параметров системы от требований АДТ. Проведена оценка экономической эффективности внедрения разработанной системы в практику аэродинамического эксперимента ФАУ «ЦАГИ».

В приложениях 1 и 2 дается описание разработанных и изготовленных для внутрубной апробации систем управления элероном на основе электрического и гидравлического сервоприводов, а также отработки системы с гидросервоприводом. Приложения 3 и 4 – копии актов внедрения результатов диссертационной работы.

Полученные результаты позволяют характеризовать диссертацию как научно-квалификационную работу, в которой изложены новые научно

обоснованные технические и технологические решения и разработки, имеющие существенное значение для развития страны.

Глава 1. Требования к обеспечению дистанционного управления элероном крупноразмерных полумоделей магистральных пассажирских и транспортных самолетов при проведении экспериментальных исследований в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128

Трансзвуковая аэродинамическая труба Т-128, включенная в состав уникального национального экспериментального оборудования РФ, широко используется для обеспечения экспериментальной отработки аэродинамических компоновок магистральных пассажирских и транспортных самолетов. Ее существенным достоинством является возможность реализации широкого диапазона скоростей потока, позволяющего моделировать крейсерский режим полета на больших дозвуковых и трансзвуковых скоростях, а также проводить оценку взлетно-посадочных характеристик при малых скоростях потока, но повышенным давлением в рабочей части. Важнейшим условием достоверности результатов, получаемых при проведении эксперимента на масштабных моделях становится обеспечение выполнения ряда критериев аэродинамического подобия натурному полету. В их числе влияние сжимаемости воздушной среды, определяемое числом Маха (M), и вязкости, определяемое числом Рейнольдса (Re).

Габариты рабочей части трубы 2.75×2.75 м и выполненная перфорация стенок позволяют проводить испытания аэродинамических моделей с размахом крыла до 2.5 м. Переход на полумодели с таким же размахом консоли крыла становится эквивалентным испытаниям полных моделей с размахом ~ 5 м. Реализованная в Т-128 возможность повышения давления потока до 4 атм в рабочей части повышает подобие обтекания модели моделируемому самолету. Однако проведение трубных исследований с избыточным давлением увеличивает затратность аэродинамического эксперимента. Существенным направлением повышения экономической эффективности использования Т-128 становится снижение времени эксперимента. Поскольку одной из целевых задач, решаемых в Т-128, является отработка параметров аэродинамической компоновки крыла, его механизации и элеронов, обеспечивающих управление по крену на всех режимах

полета, сокращение времени испытаний при повышении их информативности и снижении затрат, возможно за счет введения в конструкцию аэродинамических моделей системы дистанционного управления механизацией крыла и элеронами, вместо используемой в настоящее время перестановки вручную в определенное число фиксированных положений на кронштейнах-фиксаторах, которая требует остановки трубы.

Моделируемое движение органов аэродинамического управления, важнейшими из которых в составе механизации крыла являются элероны, позволяет существенно повысить адекватность обтекания, с получением содержательной информации для разработки алгоритмов управления самолетом, при исключении изготовления кронштейнов из технологического процесса.

1.1 Общие сведения о трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128

Аэродинамическая труба Т-128 относится к классу больших трансзвуковых компрессорных установок постоянного действия с переменной плотностью воздушного потока, изменение которой внутри контура трубы обеспечивается изменением давления. Предназначена для проведения испытаний аэродинамических моделей летательных аппаратов на до-, транс- и сверхзвуковых скоростях. Т-128 оснащена системами вакуумирования и наполнения воздухом, что позволяет проводить испытания моделей в широком диапазоне значений полного давления от $2 \cdot 10^3$ до $4 \cdot 10^4$ кГс/м² [31]. Наличие перфорированной рабочей части с системой автоотсоса и принудительного отсоса воздуха из камеры давления позволяет проводить испытания вплоть до значений чисел Маха $M = 1.7$.

Схема, иллюстрирующая основные узлы и агрегаты Т-128 показана на рисунке 1.1. Параметры потока в рабочей части трубы и возможные габариты исследуемых объектов, приведены в таблице 1.1.

Таблица 1.1 Основные параметры аэродинамической трубы Т-128

Число М потока	$0.15 \div 1.7$
Число Re, отнесенное к 1 м	до $41 \cdot 10^6$
Полное давление, кГс/м ²	$2 \cdot 10^3 \div 4 \cdot 10^4$
Скоростной напор, кГс/м ²	$8 \cdot 10^4$
Диапазон угла тангажа, град	$-30 \div 30$
Диапазон угла рыскания, град	$-15 \div 15$
Сечение сопла рабочей части, м	2.75×2.75
Длина рабочей части, м	12

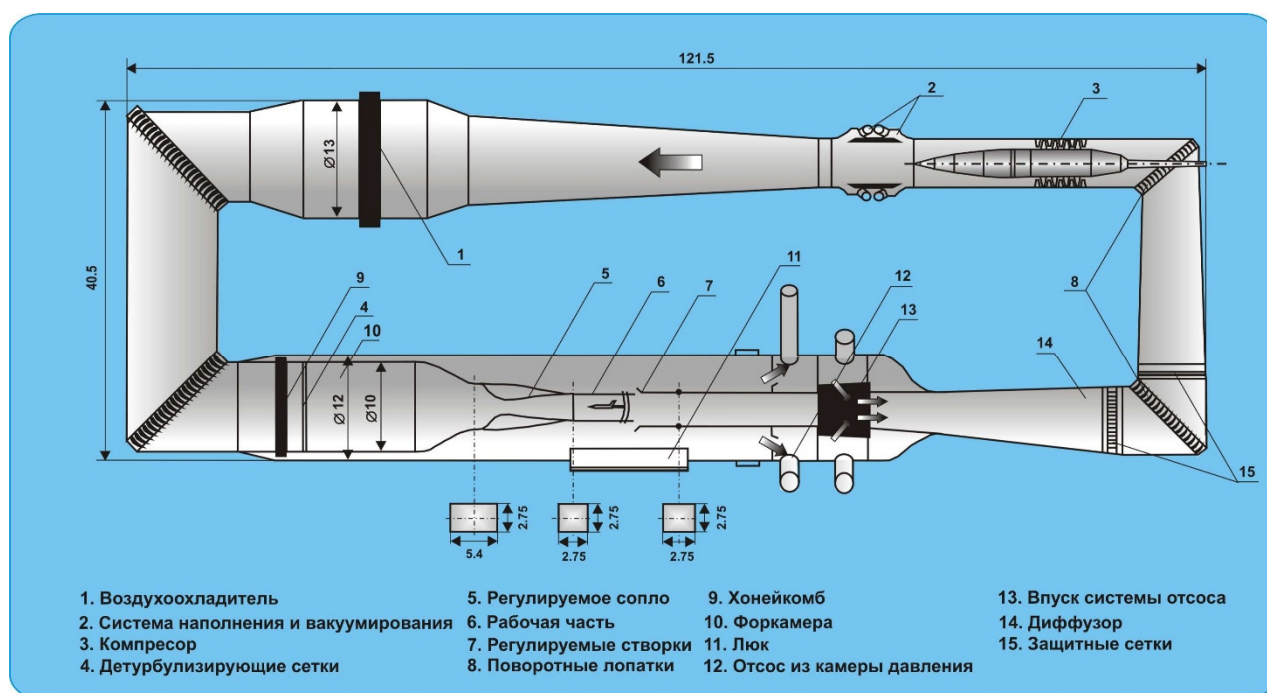


Рисунок 1.1 – Контур аэродинамической трубы Т-128

Графики на рисунках 1.2 - 1.4 показывают предельные возможности Т-128 по проведению аэродинамического эксперимента: рабочий диапазон давления торможения в зависимости от числа Маха (рисунок 1.2), значения реализуемых чисел Рейнольдса (рисунок 1.3) и скоростного напора (рисунок 1.4). Верхняя граница графиков, определяется с одной стороны предельно допустимым значением давления в рабочей части ~ 4 атм., в частности по условиям прочности, с другой – максимально достижимой мощностью W_{max} главного привода АДТ.

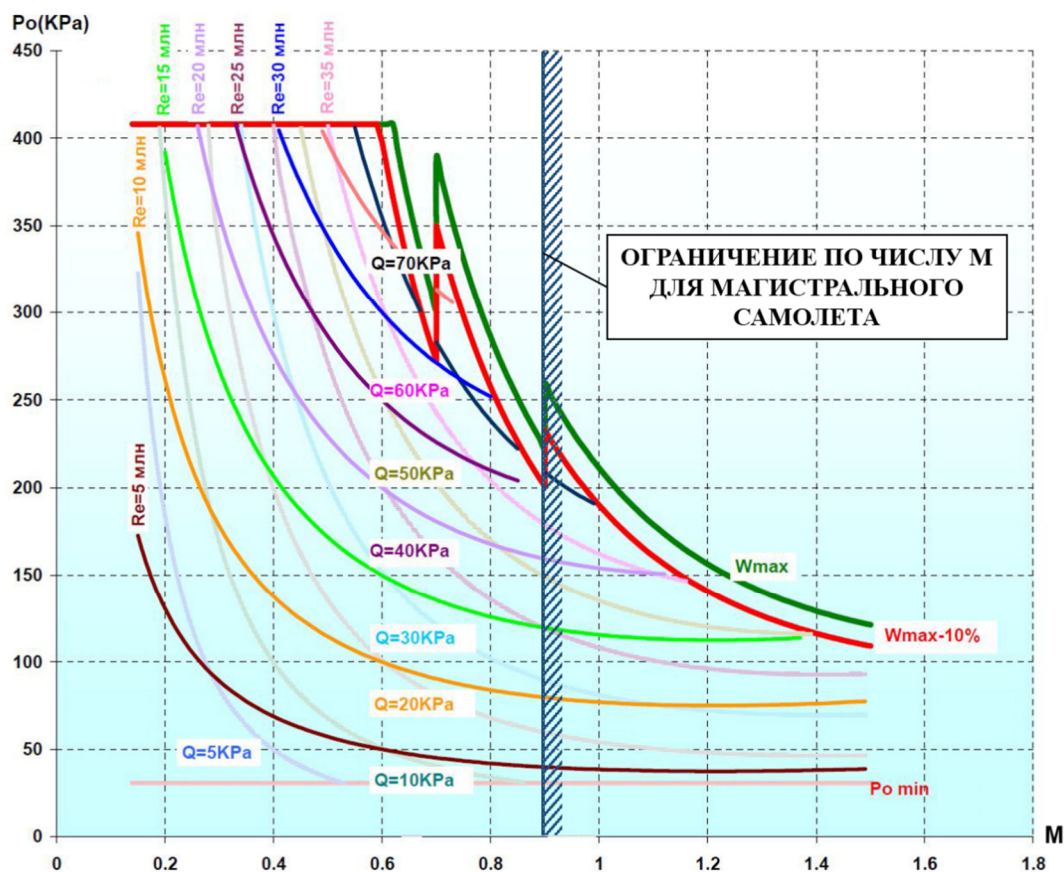


Рисунок 1.2 – Зависимость давления торможения от числа M в Т-128

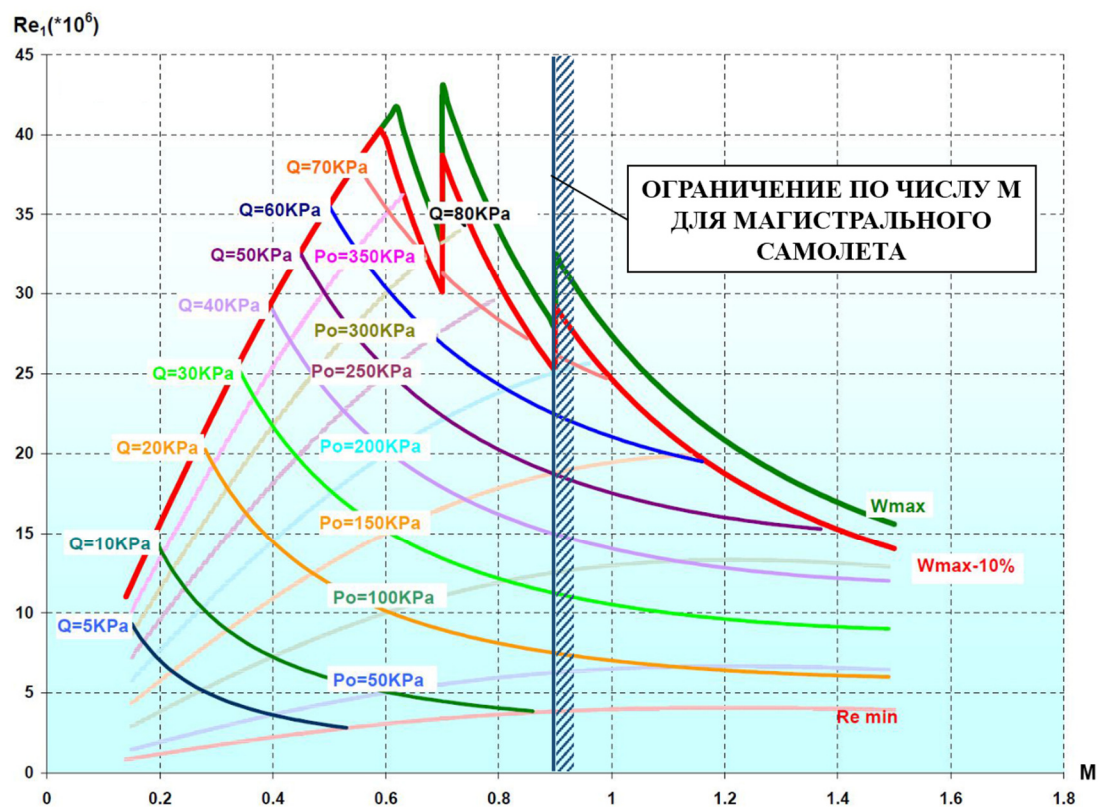


Рисунок 1.3 – Зависимость числа Re от числа M в Т-128

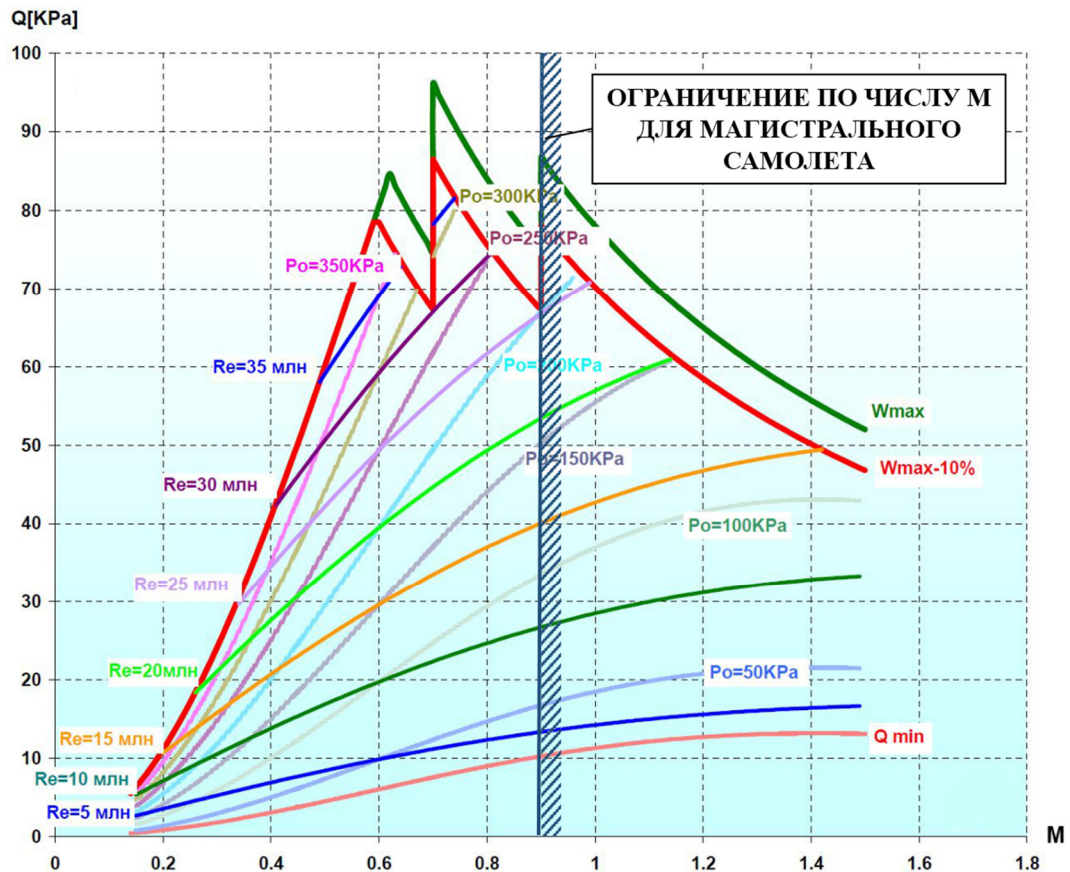


Рисунок 1.4 – Зависимость скоростного напора Q от числа M в Т-128

Экспериментальные исследования моделей в Т-128 осуществляются при размещении моделей на жесткой стойке с хвостовой державкой, ленточной подвеске, а также путем крепления на боковых или верхней стенках рабочей части. Перемещение модели по углам тангажа и рыскания осуществляется при помощи специального механизма « δ - α ».

Зависимости чисел Re определяют уровень аэродинамического подобия течения воздуха в аэродинамической трубе натурному обтеканию самолета, а скоростного напора – действующие на модель силы со стороны потока.

1.2 Оценка целесообразности внедрения средств дистанционного управления элероном и элементами механизации крыла крупноразмерных аэродинамических полумоделей магистральных пассажирских и транспортных самолетов в Т-128

Для оценки целесообразности применения системы дистанционного управления отклонением механизации крыла для аэродинамической полумодели в Т-128 рассмотрим типовой рабочий цикл проведения эксперимента. Основные этапы подготовки к его проведению показаны на схеме (рисунок 1.5). Они включают: формирование требуемой полетной конфигурации для установленной в рабочей части АДТ модели путем фиксации вручную угловых положений элементов механизации на кронштейнах (1); подготовку аэродинамической трубы к пуску – закрытие люков и герметизация (2); создание избыточного давления в рабочем контуре трубы (или проведение вакуумирования) (3); запуск главного привода; фиксация аэродинамических характеристик, полученных в эксперименте для установленной конфигурации модели (4); остановка компрессора и восстановление атмосферного давления в контуре трубы. Длительность рабочего цикла в Т-128, с проведением всех сопутствующих работ при проведении единичного пуска АДТ, составляет ~ 90 минут.

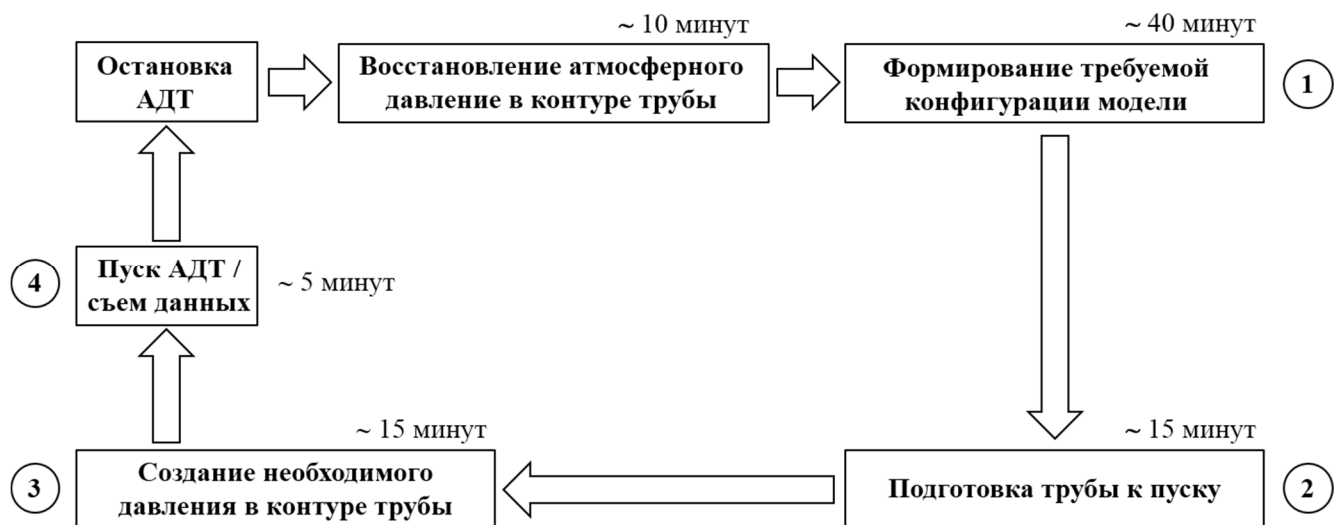


Рисунок 1.5 – Рабочий цикл аэродинамической трубы Т-128

Во время проведения типового эксперимента, перед каждым пуском аэродинамической трубы изменяется положение одного из элементов механизации крыла, при неизменном положении всех остальных. Для установки элемента механизации в новое угловое положение испытания прерываются, стравливается избыточное давление в контуре АДТ, проводится перестановка элементов механизации согласно программе испытаний, производится повторный запуск, в соответствии с рабочим циклом трубы (рисунок 1.5). Фрагмент программы испытаний исполнительной полумодели пассажирского самолета для формирования банка данных аэродинамических характеристик приведен на рисунке 1.6: М – число Маха; ВЕТА – угол атаки полумодели; Р₀ – давление в рабочей части АДТ; У_{г.пр.вн/внеш}, У_{г.зак.вн/внеш}, У_{г.эл}, У_{г.инт1}, У_{г.инт2}, У_{г.инт3+4}, У_{г.тщ} – углы отклонения внутренней и внешней секций предкрылка, внутренней и внешней секций закрылка, элерона, секций 1, 2, 3 и 4 интерцептора, тормозного щитка.

Пункт	Протоколы	М	ВЕТА	Р ₀	У _{г пр вн/внш}	У _{г зак вн/внш}	У _{г эл}	У _{г инт1}	У _{г инт2}	У _{г инт3+4}	У _{г_тщ}
20	4022	0.4	VAR	0.5	21/24	0	0	5	25	25	0
21	4024	0.4	VAR	0.5	21/24	0	0	5	45	45	0
22	4019	0.6	VAR	0.5	21/24	0	0	5	5	5	0
23	4021	0.6	VAR	0.5	21/24	0	0	5	10	10	0
24	4023	0.6	VAR	0.5	21/24	0	0	5	25	25	0
25	4025	0.6	VAR	0.5	21/24	0	0	5	45	45	0
26	4026	0.4	VAR	0.5	24/28	36/32	0	0	0	0	0
27	4027	0.4	VAR	0.5	24/28	36/32	0	0	10	10	0
28	4028	0.4	VAR	0.5	24/28	36/32	0	0	25	25	0
29	4029	0.4	VAR	0.5	24/28	36/32	0	0	45	45	0
30	4033	0.4	VAR	0.5	24/28	18/20	0	0	0	0	0
31	4032	0.4	VAR	0.5	24/28	18/20	0	0	10	10	0
32	4031	0.4	VAR	0.5	24/28	18/20	0	0	25	25	0
33	4030	0.4	VAR	0.5	24/28	18/20	0	0	45	45	0
34	4044	0.6	VAR	1	0	0	-5	0	0	0	0
35	4046	0.6	VAR	1	0	0	-10	0	0	0	0
36	4048	0.6	VAR	1	0	0	-15	0	0	0	0
37	4050	0.6	VAR	1	0	0	-20	0	0	0	0
38	4052	0.6	VAR	1	0	0	5	0	0	0	0
39	4054	0.6	VAR	1	0	0	10	0	0	0	0
40	4056	0.6	VAR	1	0	0	15	0	0	0	0
41	4058	0.6	VAR	1	0	0	20	0	0	0	0
42	4060	0.8	VAR	1	0	0	-5	0	0	0	0
43	4062	0.8	VAR	1	0	0	-10	0	0	0	0
44	4064	0.8	VAR	1	0	0	-15	0	0	0	0
45	4066	0.8	VAR	1	0	0	-20	0	0	0	0
46	4068	0.8	VAR	1	0	0	5	0	0	0	0
47	4070	0.8	VAR	1	0	0	10	0	0	0	0
48	4072	0.8	VAR	1	0	0	15	0	0	0	0
49	4074	0.8	VAR	1	0	0	20	0	0	0	0

Рисунок 1.6 Фрагмент программы испытаний аэродинамической полумодели магистрального самолета в Т-128

В пуске аэродинамической трубы устанавливается характерный, по числам M и Re режим, при котором проводятся испытания модели в заданной конфигурации. Во время пуска выполняется варьирование углов атаки модели без остановки трубы. Варианты угловых положений отклоняемых аэродинамических поверхностей типовой полумодели магистрального самолета, согласно которым формируются исследуемые конфигурации, приведены в таблице 1.2.

Таблица 1.2 Углы отклонения элементов механизации крыла аэродинамической полумодели магистрального самолета

Элементы механизации	Углы отклонения
Элерон	$0^\circ; \pm 5^\circ; \pm 10^\circ; \pm 15^\circ; \pm 20^\circ; \pm 25^\circ$.
Интерцепторы	$0^\circ; 5^\circ; 10^\circ; 25^\circ; 45^\circ$.
Тормозные щитки	$0^\circ; 40^\circ; 60^\circ$.
Предкрылки (корневой/концевой)	$0^\circ/0^\circ; 21^\circ/24^\circ; 24^\circ/28^\circ$.
Закрылки (корневой/концевой)	$0^\circ/0^\circ; 18^\circ/20^\circ; 36^\circ/32^\circ$.

Стандартная программа испытаний, обеспечивающая полный цикл экспериментальных исследований аэродинамической полумодели, насчитывает более чем 250 различных вариантов установки органов управления и взлетно-посадочной механизации. Длительность получения аэродинамических характеристик при определенном угловом положении элемента механизации крыла в одном пуске трубы составляет ~ 5 минут. При этом время проведения испытания составляет ~ 1.5 часа (рисунок 1.5).

Во время эксперимента положение всех органов управления фиксировано, за исключением исследуемого. Исследуемый элемент механизации крыла переставляется на заданные углы вручную перед каждым следующим пуском трубы. Введение в конструкцию аэродинамических моделей системы дистанционного управления отклонением элементами механизации позволяет отказаться от использования кронштейнов-фиксаторов и осуществлять перестановку органов управления непосредственно во время испытаний, без затрат на подготовку каждого эксперимента с остановкой трубы. Последнее также исключает затраты электроэнергии на повторяющуюся накачку воздуха для создания повышенного давления в рабочей части трубы.

Особое место в общем объеме испытаний аэродинамической полумодели занимают эксперименты, проводимые с изменением угла установки элерона, как органа поперечного управления самолетом. Его испытания позволяют получить значения момента крена на всех режимах полета, включая взлет, посадку ($M = 0.2$), крейсерский, а также промежуточные режимы набора высоты и снижения самолета ($M = 0.6; 0.8; 0.85$). В них элерон последовательно устанавливается во всем исследуемом угловом диапазоне, что составляет до 11 углов установки. Суммарное количество испытаний, обеспечивающее оценку влияния элерона на полетные характеристики и поперечную управляемость самолета насчитывает до 220 отдельных пусков трубы. Результаты сравнительного анализа длительности проведения испытаний элерона полумодели в Т-128 с применением для его установки кронштейнов-фиксаторов и ожидаемых временных затрат с использованием системы дистанционного управления приведены в таблице 1.3.

Таблица 1.3 Временные затраты общего объема испытаний аэродинамической полумодели с отклонением элерона с системой дистанционного управления (СДУ) и без нее

Режим полета	Скорость полета, М	Давление, атм	Число установок, шт.	Время испытаний, час	
				без СДУ	с СДУ
Взлет	0.2	1	11	16.5	1.5
		2	11	16.5	1.5
		3	11	16.5	1.5
		4	11	16.5	1.5
Посадка	0.2	1 ÷ 4	44	66	6
Набор высоты, снижение	0.6	1 ÷ 4	44	66	6
	0.8	1 ÷ 4	44	66	6
Крейсерский	0.85	1 ÷ 4	44	66	6
ИТОГО:			220	330	30

При испытании модели с фиксацией угловых положений элерона на кронштейнах длительность испытаний составляет ~ 330 часов, при использовании системы дистанционного управления она снижается до ~ 30 часов соответственно. В целом затраты на испытания полумодели с отклоняемым элероном могут быть снижены в ~ 11 раз. Сокращаются затраты на электроэнергию, необходимую для повышения давления в рабочей части и запуска главного привода АДТ.

Соответственно, именно управление отклонением элерона, как важнейшего органа аэродинамического управления самолета, является особо приоритетным и должно реализоваться на модели в первую очередь. Его реализация, наряду с существенным сокращением затрат на проведение эксперимента, создает основу для введения управления угловым положением других элементов механизации крыла.

1.3 Обеспечение аэродинамического подобия при проведении экспериментальных исследований в трансзвуковой аэродинамической трубе

Соблюдение подобия натурному полету во время проведения аэродинамического эксперимента является обязательным условием получения достоверных результатов экспериментальных исследований на модели. Естественным фактором его повышения является максимальное увеличение размеров испытываемых моделей, достигаемое в трансзвуковой трубе Т-128 с переходом от испытания полных моделей к полумоделям, что обеспечивается выполненной перфорацией стенок рабочей части трубы [32]. При этом, по сравнению с полной моделью, размах консоли крыла полумодели возрастает в 2 раза – с 1.25 м до 2.5 м, а ее площадь – в 4 раза, при сохранении обтекания реализуемого на полной модели. Для обеспечения проектирования и расчетной оценки характеристик разрабатываемого самолета весьма важно, чтобы аэродинамические коэффициенты, определенные в испытаниях модели, были максимально близки к натуре. Для этого аэродинамическая модель должна быть прежде всего геометрически подобна разрабатываемому самолету [1]. Наряду с геометрическим подобием необходимо соблюдение ряда дополнительных условий, которые определяют адекватность моделирования натурального объекта в трубном эксперименте: подобие с учетом вязкости среды (число Рейнольдса); ее сжимаемости (число Маха); подобие сил и моментов, действующих на элерон масштабной модели по сравнению с натурным самолетом [33-35]. Рассмотрим их последовательно.

1.3.1 Геометрическое подобие

Геометрическое подобие является важнейшим условием перенесения результатов трубного эксперимента на натуру. Два объекта являются геометрически подобными при постоянстве отношения всех их сходственных размеров. Для аэродинамической модели это означает постоянство коэффициента линейного масштаба K_L [1, 36] по отношению к любому характерному размеру натурального летательного аппарата (рисунок 1.7):

$$K_L = \frac{L_x}{l_x} = \frac{L_y}{l_y} = \frac{L_z}{l_z} = \frac{R_i}{r_i}, \quad (1.1)$$

где r_i , R_i – любые соответствующие размеры аэродинамической модели и натурального самолета.

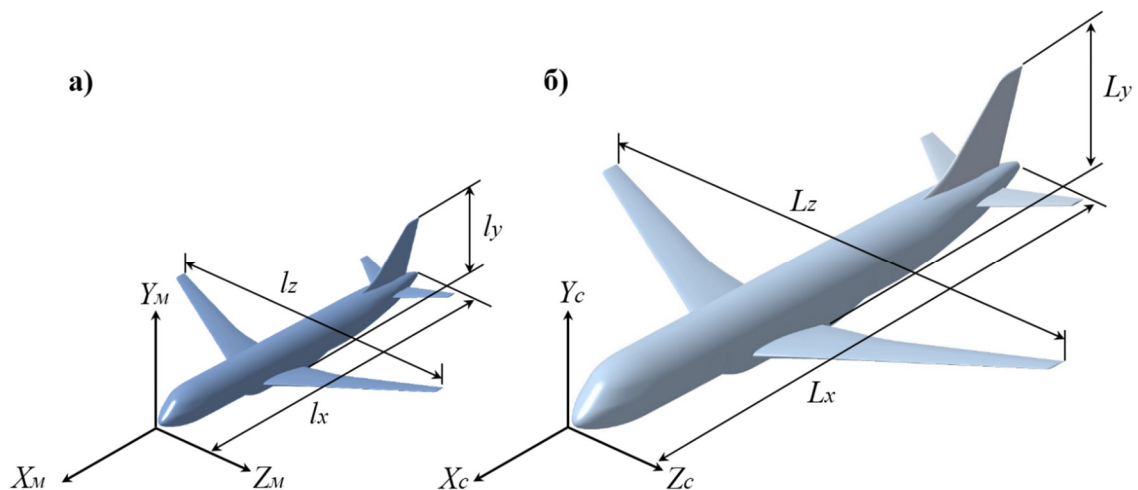


Рисунок 1.7 – Геометрическое подобие модели (а) и моделируемого самолета (б)

Увеличение масштаба позволяет с одной стороны более детально моделировать малоразмерные элементы самолета, с другой – повышает подобие обтекания модели. Ограничениями при выборе масштаба являются размеры рабочей части аэродинамической трубы и характерные условия «запирания» потока моделью, определяемые прежде всего площадью модели и поддерживающих устройств. Ограничения по размерности моделей, испытываемых в аэродинамической трубе Т-128 ЦАГИ составляют: длина фюзеляжа $L - 3.0 \div 3.5$ м; диаметр фюзеляжа $D - 0.4$ м; размах крыла $l - 2.0 \div 2.2$ м; площадь крыла $S - 0.8 \div 0.9$ м² [31]. Введение их специализированных

модификаций – полумоделей, моделируемых до плоскости симметрии и закрепляемых во время испытаний на потолочном пьедестале рабочей части (рисунок 1.8), позволяет в ~ 2 раза увеличить размеры исследуемой модели, а площадь крыла – в ~ 4 раза. При этом предельные размеры полумоделей: длина фюзеляжа $L - 3.5 \div 4.5$ м; площадь полукрыла $S - 0.8 \div 0.9$ м²; размах полукрыла $l - 2.2 \div 2.5$ м [31] (рисунок 1.9).



Рисунок 1.8 – Крупноразмерная полумоделю магистрального самолета в Т-128

а)

б)

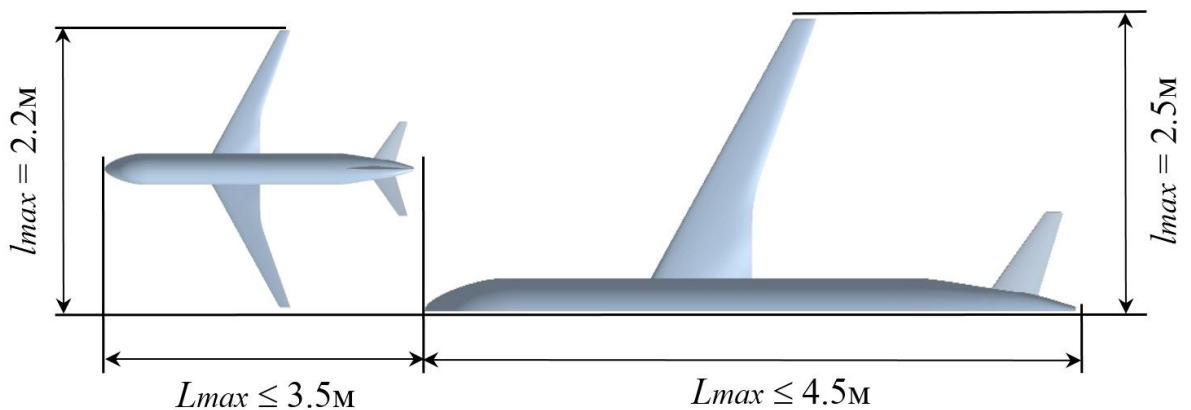


Рисунок 1.9 – Предельно допустимые габаритные размеры полной (а) и полумодели (б) в Т-128

Определим масштабные коэффициенты аэродинамических моделей и полумоделей в Т-128 характерных российских пассажирских самолетов Ту-334, МС-21, и SSJ-100 [37]. В таблице 1.4 и на рисунке 1.10 показано, что, в соответствии с линейными размерами основных агрегатов рассматриваемых летательных аппаратов, масштабные коэффициенты K_L их полных моделей, ориентированных для испытаний в аэродинамической трубе Т-128, лежат в диапазоне $\sim 13 \div 18$, а для полумоделей $\sim 6 \div 9$. Таким образом, для моделируемых самолетов при ограничениях, связанных с габаритными размерами рабочей части трубы, элементы внешней обводообразующей поверхности полумоделей воспроизводятся в 2 раза подробнее, по сравнению с полными моделями.

Таблица 1.4 Геометрические характеристики пассажирских самолетов, МС-21, Ту-334, SSJ-100, и масштабы их моделей в Т-128

	МС-21	Ту-334	SSJ-100
Размах крыла, м	35.9	29.8	27.8
САХ, м	3.47	3.32	3.11
Длина фюзеляжа, м	42.25	31.26	29.94
Диаметр фюзеляжа, м	4.06	3.8	3.24
Масштаб K_L полной модели	18	14.9	14.5
Масштаб K_L полумодели	8.16	6.77	6.32

Наряду с масштабированием, важнейшим из предъявляемых к модели требований является точность геометрических характеристик при изготовлении [38, 39]. Требования к контролируемым геометрическим параметрам даны в отраслевом стандарте ОСТ 1 02608-87 «Модели летательных аппаратов для испытаний в аэродинамических трубах. Общие требования к контролируемым параметрам и размерам» [40]. Точность изготовления модели непосредственно зависит от точности изготовления отдельных элементов и их сборки, а та, в свою очередь, от точностных характеристик используемого станочного оборудования и инструментальных средств измерения.

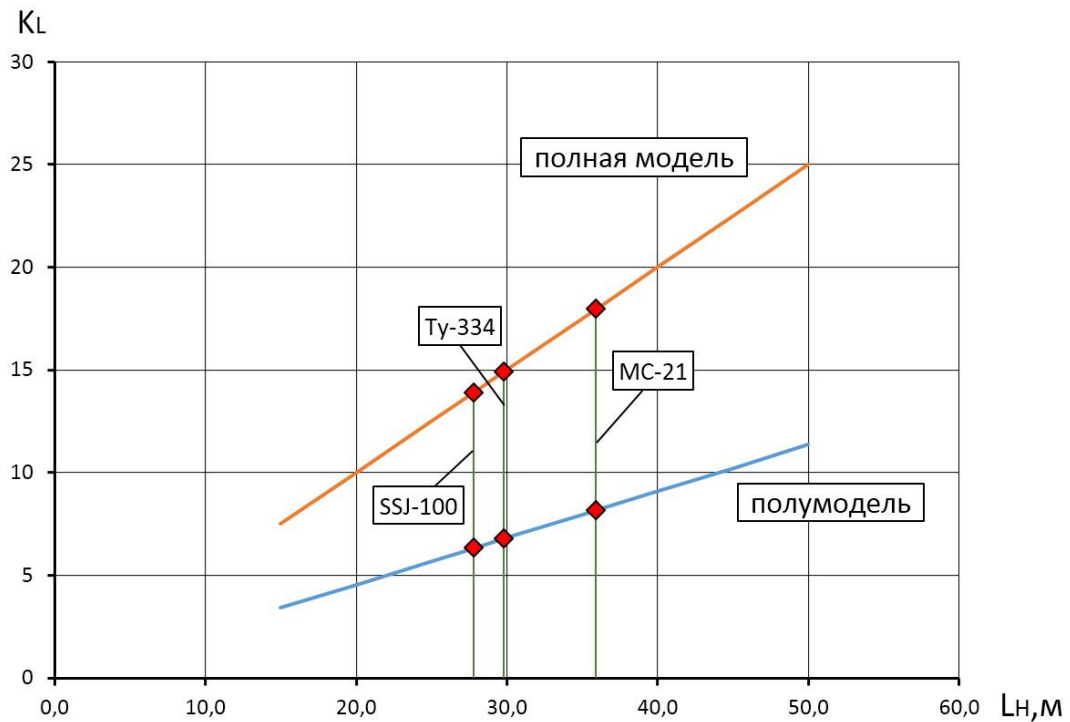


Рисунок 1.10 – Масштабные коэффициенты полных моделей и полумоделей магистральных пассажирских самолетов в Т-128 в зависимости от размаха крыла L_n моделируемого самолета

В зависимости от габаритов аэродинамических моделей предъявляемые требования к точности изготовления согласно ОСТ 1 02608-87 составляют: $0.05 \div 0.07$ мм для консолей крыла полных моделей и $0.1 \div 0.19$ мм для полумоделей. В современных условиях точность измерения аэродинамических характеристик существенно возросла. Она составляет 0.5% величины аэродинамического сопротивления C_x и качества K . Современные исследования показали, что точность изготовления консолей крыла аэродинамических моделей магистральных пассажирских и транспортных самолетов должна быть повышена до $0.03 \div 0.04$ мм для консолей крыла полных моделей и $0.05 \div 0.07$ мм для полумоделей соответственно [41-43]. При этом также необходимо выполнение требований по обеспечению допустимой шероховатости поверхностей, которая составляет $Ra = 0.6 \div 1.25$ мкм.

Точность изготовления моделей на современном оборудовании с ЧПУ, входящим в парк станков модельного производства ЦАГИ, по отклонению от теоретической поверхности, задаваемой в цифровым макетом для самолета и его

агрегатов, составляет до $\delta_M = 0.05 \div 0.1$ мм (рисунок 1.11). В этой связи воспроизводимость поверхности крыла и элементов механизации непосредственно определяется масштабом модели. Геометрические особенности обводообразующих поверхностей агрегатов самолета, реализуемые на моделях определяются соотношением:

$$\delta_{H_{ЭKB}} = \delta_M \cdot K_L, \quad (1.2)$$

где δ_M , $\delta_{H_{ЭKB}}$ – отклонения размеров от теоретической поверхности аэродинамической модели и эквивалентные отклонения для натурного самолета.

При точности изготовления крыла $\delta_M = 0.05$ мм профилировка модели воспроизводится по отношению к натурному самолету с точностью $0.7 \div 0.9$ мм для полной модели. Для полумодели, в зависимости от масштаба, геометрические характеристики (обводы и элементы компоновки самолета) воспроизводятся с точностью до $0.3 \div 0.4$ мм (рисунок 1.12).

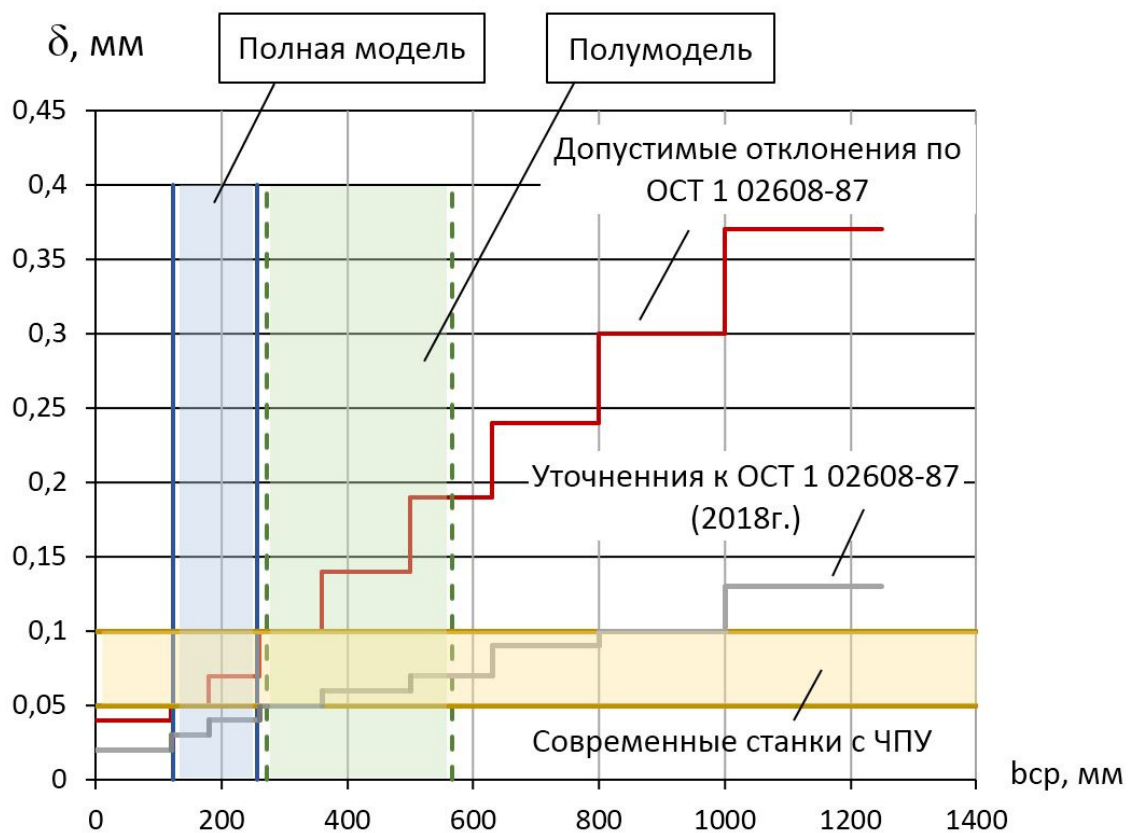


Рисунок 1.11 – Предельные отклонения размеров крыла аэродинамических моделей в Т-128 по ОСТ 1 02608-87 (уточненные в 2018 г.)

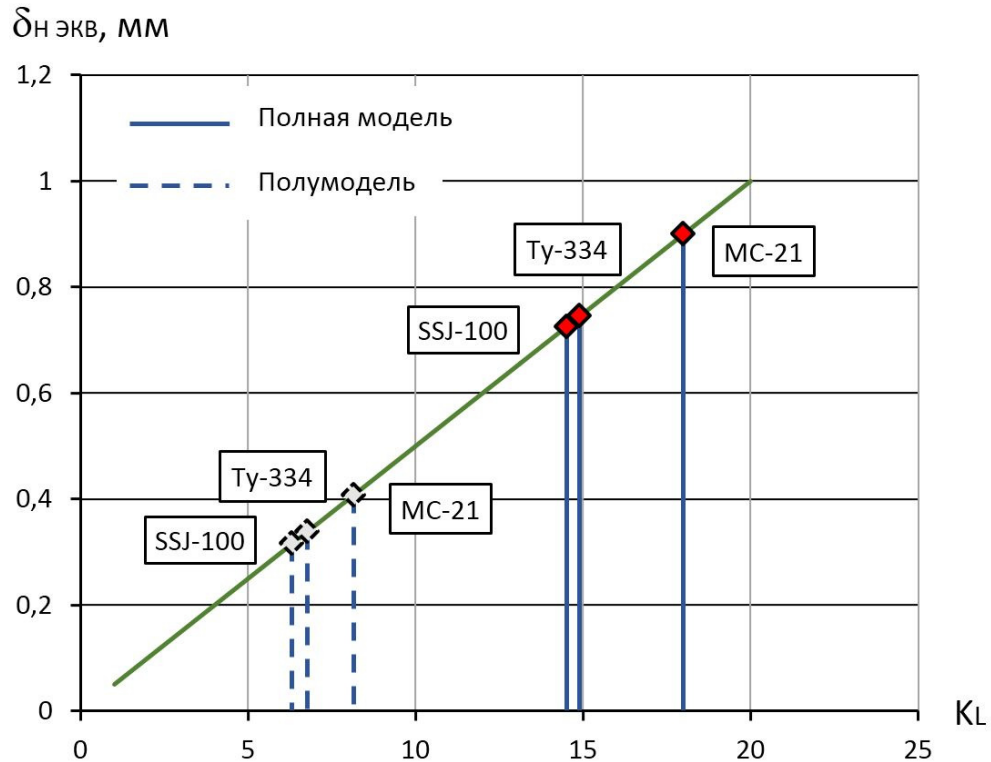


Рисунок 1.12 – Зависимость эквивалентного отклонения $\delta_{н экв}$ профилировки
натурного самолета от масштаба K_L модели

1.3.2 Условие подобия сил давления и инерции

При анализе результатов весового трубного эксперимента принято считать воздушную среду идеальной, а тепловой процесс адиабатическим [33]. Элементарные силы ΔR давления p , действующие на сходственные элементарные площадки с размерами $(\Delta l \times \Delta l)$ геометрически подобных тел (аэродинамической модели и натурного ЛА), описываются следующим выражением (рисунок 1.13):

$$\Delta R = p \Delta l^2 \quad (1.3)$$

Выразив значение элементарной силы давления через массовую плотность ρ и скорость набегающего потока V , получим соотношение давлений, действующих на сходственные элементарные площадки модели и натурного самолета [33]:

$$\frac{p_M}{p_H} = \frac{\rho_M V_M^2 \Delta l_M^2 / \Delta l_M^2}{\rho_H V_H^2 \Delta l_H^2 / \Delta l_H^2} = \frac{\rho_M V_M^2}{\rho_H V_H^2}, \quad (1.4)$$

где M и H – индексы, определяющие о модель и натурный ЛА.

Перенеся величины, относящиеся к модели влево, а к натурному объекту вправо, получим:

$$\frac{p_M}{\rho_M V_M^2} = \frac{p_H}{\rho_H V_H^2} \quad (1.5)$$

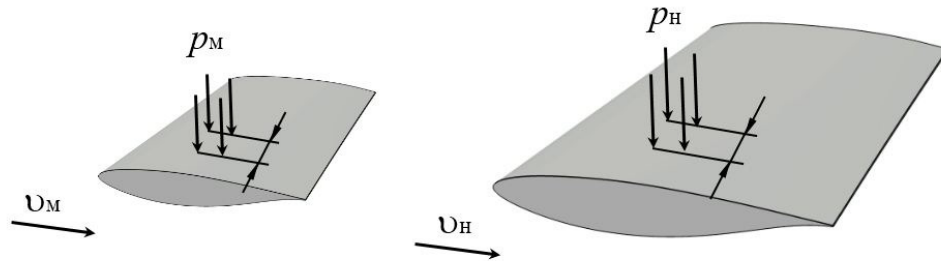


Рисунок 1.13 – К пересчету давлений в модельном и натурном потоках

Используя формулу Лапласа, запишем выражение для скорости звука a при адиабатическом процессе:

$$\frac{a^2}{k} = \frac{p}{\rho}, \quad (1.6)$$

где k – показатель адиабаты.

Тогда подставив (1.6) в выражение (1.5) и полагая показатель адиабаты одинаковым в двух средах получим:

$$\frac{a_M^2}{V_M^2} = \frac{a_H^2}{V_H^2} \quad (1.7)$$

Подобие модельного потока и натуры в этом случае будет достигаться при условии, что величина a/V или обратная ей V/a – число Маха (M), будет сохранять постоянное значение в обоих потоках:

$$\frac{V_M}{a_M} = \frac{V_H}{a_H} \quad \text{или} \quad M_M = M_H. \quad (1.8)$$

Рассмотрим два характерных испытания аэродинамических моделей: на взлетно-посадочном и крейсерском режимах полета. Характерные скорости полета приведены в таблице 1.5.

Таблица 1.5 Характерные скорости полета пассажирских самолетов

Режим полета	МС-21	Ту-334	SSJ-100
Взлетно-посадочный, V м/с	70	70	70
Крейсерский, V м/с	241.7	227.8	230

Значения скорости звука согласно ГОСТ 4401-81 для значений основных параметров атмосферы на высотах $H = 0$ м (взлетно-посадочный режим) и $H = 11\,000$ м (режим крейсерского полета) будут равны 340.3 м/с и 295.2 м/с соответственно [44]. В Т-128 числа M колеблются в диапазоне $0.15 \div 1.7$ (см. §1.1). Достигаемые во время полета числа M пассажирских самолетов не превышают $M = 0.9$. Таким образом подобие по числу M при испытаниях аэродинамических полумоделей магистральных самолетов в Т-128 выполняется в полном объеме. При этом прочность и жесткость конструкции полумодели должны быть достаточные для обеспечения возможности испытаний в АДТ под действием аэродинамических нагрузок, характерных для соответствующего скоростного напора (рисунок 1.4) течения в рабочей части трубы.

1.3.3 Условие подобия по числам Рейнольдса

Важнейшим для подобия обтекания модели и натурного ЛА является равенство чисел Рейнольдса (Re) в трубе и в условиях натурального полета, определяемых как отношение инерционных сил моделируемого течения к силам вязкости.

Силы, действующие на самолет и на аэродинамическую модель в трубном эксперименте, разделяются на силы трения $F_{тр}$ и силы давления P (рисунок 1.14). Тогда выражение определяющее взаимосвязь результирующих инерционных сил R , действующих на модель и натуральный объект приобретает вид:

$$\frac{R_M}{R_H} = \frac{\rho_M V_M^2 l_M^2}{\rho_H V_H^2 l_H^2}. \quad (1.9)$$

Выполнение требований аэродинамического подобия также означает выполнение равенства отношений инерциальных сил R и сил трения X_f , приложенных к сходственным элементам:

$$\frac{X_{f_M}}{X_{f_H}} = \frac{\mu_M V_M l_M}{\mu_H V_H l_H}, \quad (1.10)$$

где μ – коэффициент динамической вязкости (внутреннего трения) среды.

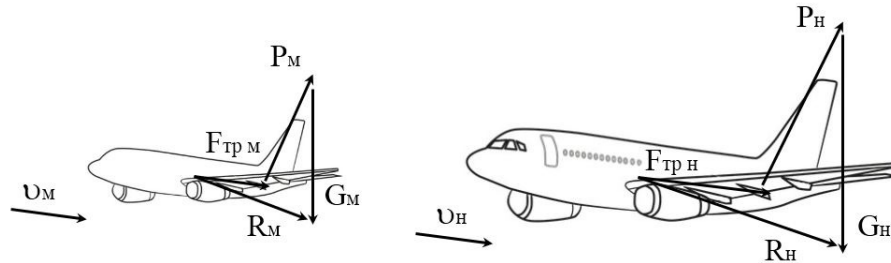


Рисунок 1.14 – Подобие многоугольников аэродинамических сил, действующих на модель и моделируемый самолет

Из равенства отношений R и X_f , используя формулы (1.9), (1.10), получим выражение, определяющее условие аэродинамического подобия сил трения и инерции:

$$\frac{\rho_M V_M l_M}{\mu_M} = \frac{\rho_H V_H l_H}{\mu_H} \text{ или } \frac{V_M l_M}{\nu_M} = \frac{V_H l_H}{\nu_H} \text{ или } Re_M = Re_H, \quad (1.11)$$

где $Re = VL/\nu$ – число Рейнольдса; $\nu = \mu/\rho$ – коэффициент кинематической вязкости.

Из (1.11) следует, что при фиксированных размерах модели увеличение числа Рейнольдса может достигаться за счет снижения коэффициента кинематической вязкости ν путем увеличения давления в рабочей части трубы.

Повышение давления в рабочей части Т-128 вплоть до 4 атм позволяет увеличивать число Re до 4-х раз, а за счет увеличения размера испытываемых объектов, при переходе от полных аэродинамических моделей к крупноразмерным полумоделям, дополнительно в $\sim 2 \div 2.5$ раза.

Примем в качестве характерного линейного размера для расчета числа Re среднюю аэродинамическую хорду (САХ) крыла магистрального пассажирского самолета. Зависимости числа Re от числа M потока в рабочей части Т-128 для полных моделей и полумоделей построены на рисунке 1.15. На графике

дополнительно нанесены значения чисел Re самолетов MC-21, Ту-334 и SSJ-100 на взлете и посадке, а также в крейсерском режиме полета.

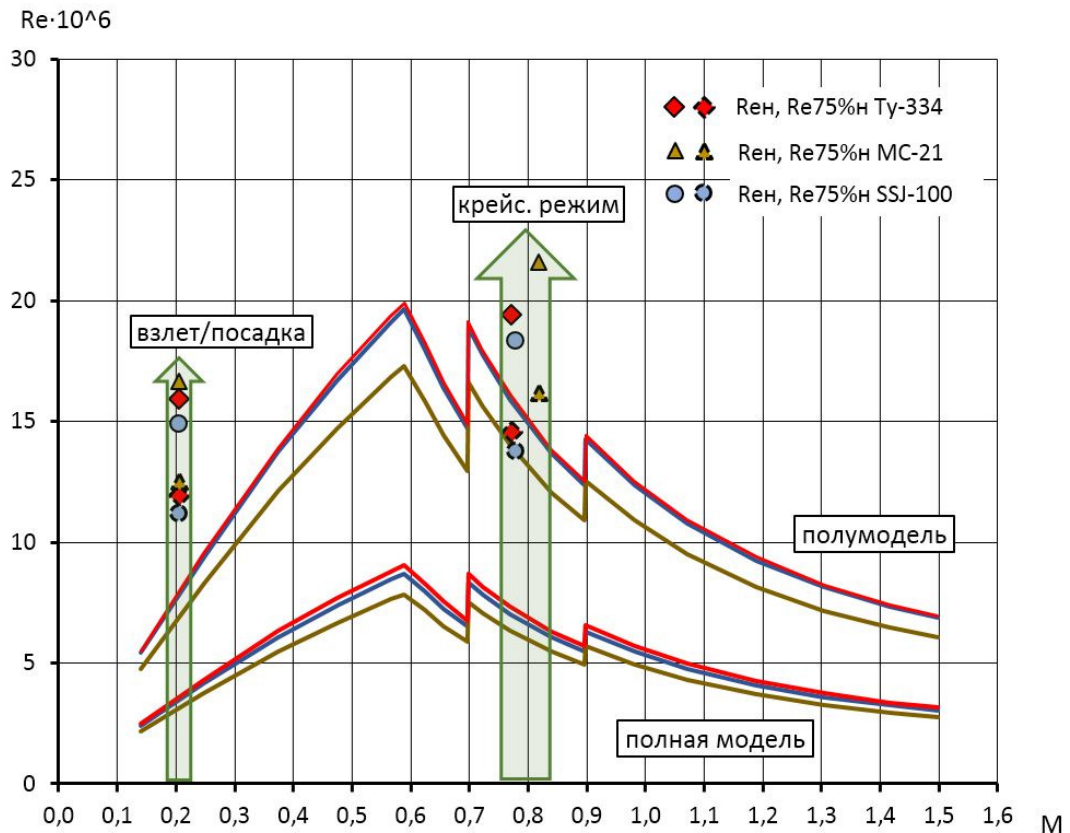


Рисунок 1.15 – Зависимость Re от M в Т-128 для полных моделей и полумоделей

Приведенные на рисунке 1.15 графики демонстрируют повышение числа Re за счет перехода от полных моделей к полумоделям. Специальные исследования показывают, что полное совпадения значений натурных и получаемых в эксперименте чисел Рейнольдса не требуется. Для адекватного переноса аэродинамических характеристик с модели на натурный магистральный самолет необходимо достижение в трубе чисел Re , на уровне $\sim 75\%$ от их натурных значений [45]. При испытаниях полных аэродинамических моделей подобие сил трения и инерции, как правило, нереализуемо, в то время как испытания полумоделей позволяют, в подавляющем числе случаев, получить приближенные к натурным значения чисел Re . В этой связи основные исследования по выбору рациональной профилировки крыла и его механизации магистральных пассажирских и транспортных самолетов рационально проводить именно на полумоделях в Т-128. Результаты, полученные при их испытаниях, используются

при формировании банка данных аэродинамических характеристик разрабатываемых самолетов.

1.4 Аэродинамические нагрузки, действующие на консоль крыла аэродинамической полумодели в процессе экспериментальных трубных исследований

Оценка аэродинамических сил, действующих на консоль крыла и ее элементы во время проведения эксперимента в АДТ, для обеспечения соответствия разрабатываемой конструкции модели требованиям прочности и жесткости основана на обобщении результатов исследований, проводимых в Т-128 [46-48]. Для ее получения на первом этапе расчетов вычисляется распределение погонной аэродинамической нагрузки по размаху крыла полумодели с использованием экспериментальных данных предыдущих исследований, составляющих информационный банк материалов продувок в Т-128 (для близких по значению углов стреловидности χ , удлинения λ , сужения крыла η и числа M). Погонная аэродинамическая нагрузка [48] определяется распределением относительной циркуляции $\Gamma_{пл}$ по размаху крыла (рисунок 1.16):

$$\overline{\Gamma}_{пл}(\overline{z}) = \frac{c_{y\text{ сеч}} \cdot b_{сеч}}{c_{y\text{ кр}} \cdot b_{ср}}, \quad (1.12)$$

где $c_{y\text{ сеч}}$ – коэффициент подъемной силы сечения крыла; $c_{y\text{ кр}}$ – коэффициент подъемной силы крыла; $b_{сеч}$ – хорда крыла в позиции $\overline{z}$; $b_{ср} = S/l$ – средняя хорда крыла; $\overline{z} = 2z/l$ – относительная координата, отсчитываемая вдоль размаха крыла; z – фактическое значение координаты; l – размах крыла (рисунок 1.17).

Если исследуемое крыло по геометрическим характеристикам существенно отличается от крыльев, характеристики которых содержатся в банке данных, то

коэффициенты нагрузки $\bar{\Gamma}_{пл}$ могут быть уточнены с использованием интерполяции по соответствующим параметрам.

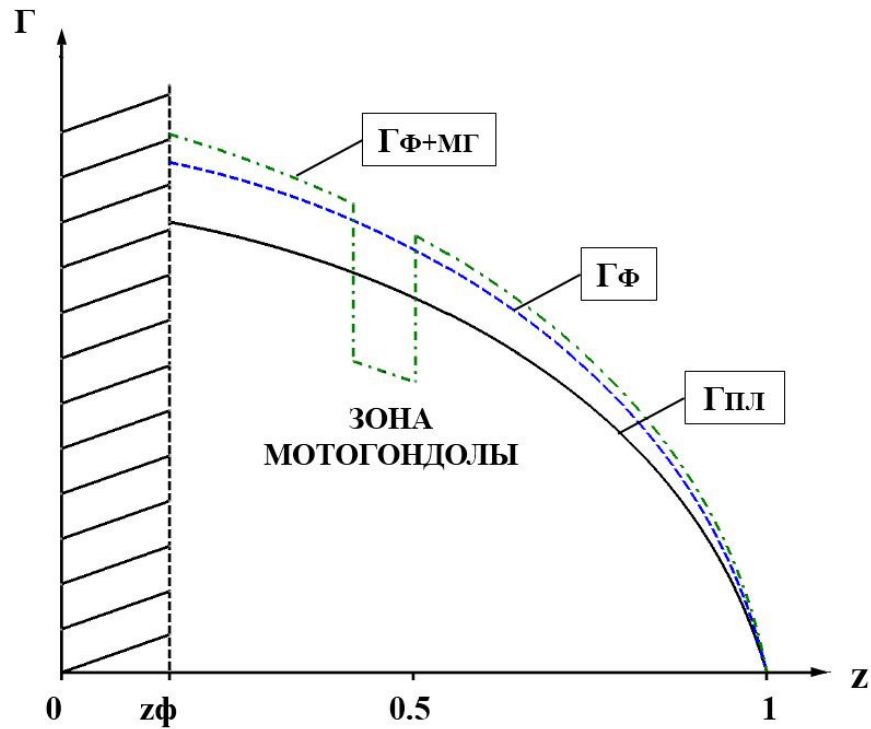


Рисунок 1.16 Распределение циркуляции по размаху крыла

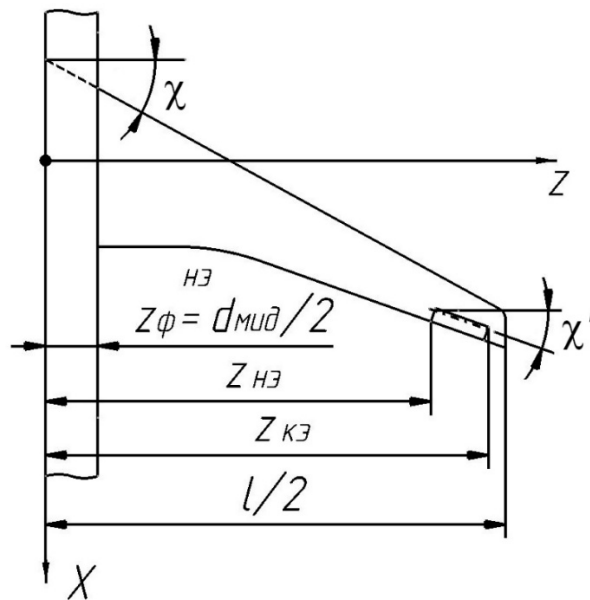


Рисунок 1.17 К расчету распределения циркуляции по размаху крыла

Далее выполним учет интерференции консоли крыла, полуфюзеляжа и мотогондолы двигателя, влияния крутки и отклонения элеронов [48]. При стреловидности $\chi < 45^\circ$ для консольной части крыла ($\bar{z}_\phi \leq \bar{z} \leq 1.0$) приращение

ординаты эпюры циркуляции с учетом влияния фюзеляжа $\Delta \bar{\Gamma}_\Phi$ вычисляются по известной зависимости [48] (рисунок 1.17):

$$\Delta \bar{\Gamma}_\Phi = 2.5 \bar{z}_\Phi^2 \cdot \bar{\Gamma}_{пл}, \quad (1.13)$$

где $\bar{z}_\Phi = d_{мид} / l$ – относительная координата границы фюзеляжа и консольной части крыла; $d_{мид}$ – диаметр миделя фюзеляжа.

Распределение циркуляции воздушной нагрузки на подфюзеляжном участке ($0 \leq \bar{z} \leq \bar{z}_\Phi$) при оценке нагрузки на консоли крыла аэродинамической полумодели является несущественным.

На участке занятом мотогондолой двигателя ее влияние учитывается [48] путем вычитания из $\bar{\Gamma}$ составляющей $\Delta \bar{\Gamma}_{МГ}$ (рисунок 1.16):

$$\Delta \bar{\Gamma}_{МГ} = \bar{\Gamma}_{i\Phi} \cdot (0.4 - k \cdot c_{yкр}) \cdot f(M), \quad (1.14)$$

где $\bar{\Gamma}_{i\Phi}$ – среднее значения коэффициента нагрузки, учитывающего влияние фюзеляжа, на участке крыла, занятом мотогондолой; $k = 0.37$ – корректирующий коэффициент для самолетов с двумя двигателями на крыле; $f(M) = c_{\alpha сжм}^y / c_{\alpha нсжм}^y$; $c_{\alpha сжм}^y$ – коэффициент подъемной силы для расчетного M ; $c_{\alpha нсжм}^y$ – коэффициент подъемной силы при $M \approx 0.2$.

Получим искомую погонную нагрузку $q_{Y\bar{\Gamma}_{\Phi+МГ}}$ на крыло с учетом интерференции фюзеляжа и мотогондол путем умножением ординат $\bar{z}$ соответствующей кривой $\bar{\Gamma}_{\Phi+МГ}$ на постоянный множитель $c_{yкр} \cdot b_{ср} \cdot q$:

$$q_{Y\bar{\Gamma}_{\Phi+МГ}} = \bar{\Gamma}_{\Phi+МГ}(\bar{z}) \cdot c_{yкр} \cdot b_{ср} \cdot q, \quad (1.15)$$

где q – скоростной напор в рабочей части АДТ.

При достижении углов атаки $\alpha \geq 10^\circ$ модели, а также для крыльев со стреловидностью $\chi \geq 45^\circ$, влияние фюзеляжа и гондол на циркуляцию нагрузки по размаху крыла незначительно [48] и его можно не учитывать.

Расчет нагрузки, действующей на крыло аэродинамической модели во время испытаний также требует учета влияния крутки $\Delta \bar{\Gamma}_{KPT}$, как геометрической, так и аэродинамической. Значение дополнительной нагрузки от крутки рассчитывается в зависимости от угла φ между базовой плоскостью корневого сечения и хордой концевой сечения крыла [49]:

$$\Delta q_{Y \bar{\Gamma}_{KPT}} = \Delta \bar{\Gamma}_{KPT} \cdot \varphi \cdot b_{cp} \cdot q, \quad (1.16)$$

Наряду с интерференцией фюзеляжа и гондол двигателя, а также круткой крыла, вклад в формирование действующей аэродинамической нагрузки вносят отклонения элерона. Дополнительная составляющая нагрузки находится путем построения эпюры c_y^δ по размаху крыла и ее модификации в соответствии с методикой расчета [48].

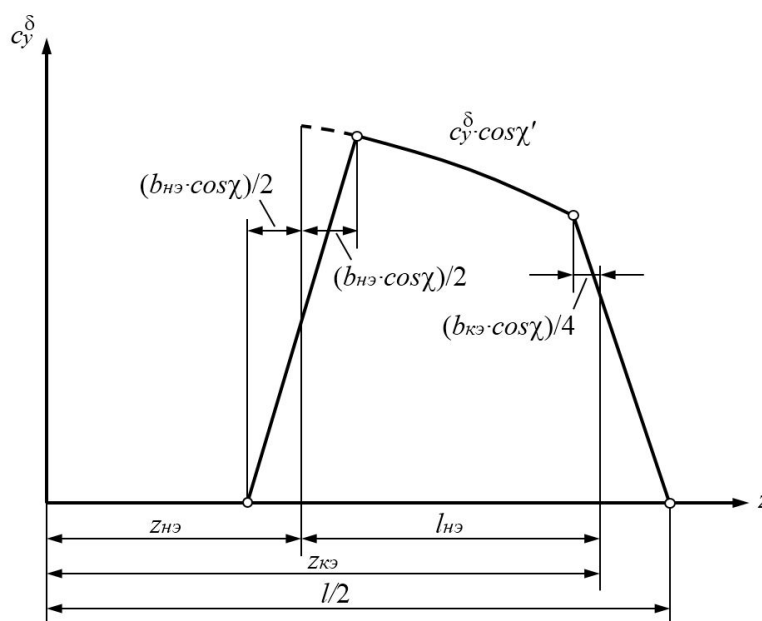


Рисунок 1.18 К расчету составляющей аэродинамической нагрузки на крыло с учетом влияния элерона

Составляющая нагрузки на крыло от отклонения элерона (рисунок 1.18)

равна значению ординаты диаграммы, умноженной на величину $\frac{\delta_{сжм.упр} \cdot b_{сеч}}{57.3} q$,

причем знак «+» берется при отклонении элерона вниз, «-» — при отклонении элерона вверх:

$$\Delta q_{Y\bar{\Gamma}_{эл}} = \pm \Delta \bar{\Gamma}_{эл} \frac{\delta_{сжм.упр} \cdot b_{сеч}}{57.3} q, \quad (1.17)$$

где $\delta_{сжм.упр}$ – определяется в соответствии с требованиями норм прочности пассажирских самолетов.

Итоговая максимальная погонная нагрузка q_Y на крыло для заданного расчетного случая получается последовательным суммированием всех рассматриваемых составляющих элементов нагрузки:

$$q_Y = q_{Y\bar{\Gamma}_{\Phi+M\Gamma}} + \Delta q_{Y\bar{\Gamma}_{крт}} + \Delta q_{Y\bar{\Gamma}_{эл}}. \quad (1.18)$$

Для расчета консоли крыла полумодели на прочность необходимо оценить действующие вдоль размаха крыла величины поперечных сил Q , изгибающих $M_{изг}$ и крутящих $M_{кр}$ моментов (рисунок 1.19).

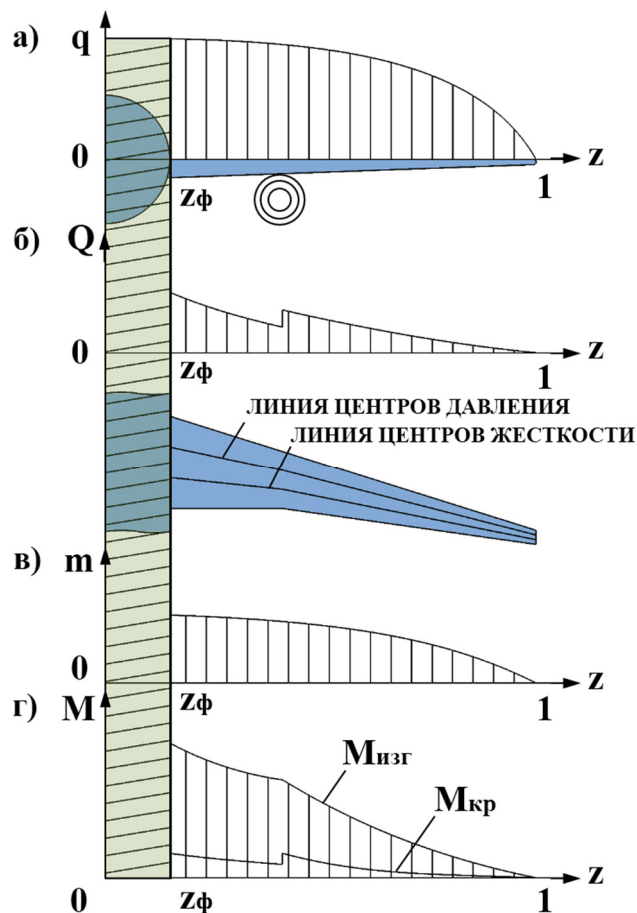


Рисунок 1.19 – Общий вид эпюр распределенных нагрузок, действующих на консоль крыла полумодели: погонной нагрузки (а), перерезывающей силы (б), погонного крутящего момента (в), изгибающего и крутящего моментов (г) [33]

Вклад крутящего момента в формирование нагрузки, действующей на крыло аэродинамической полумодели существенно меньше, чем изгибающего. Требованием прочности и жесткости для консолей крыла аэродинамической модели, учитывающим возможности возникновения срывного обтекания, определенную нестабильность характеристик конструкционного материала, наличие концентраторов напряжений и т.д., является введение запаса по прочности к ожидаемой в эксперименте максимальной аэродинамической нагрузке $n = 4$, что соответствует увеличению расчетной нагрузки в 4 раза, по сравнению с рассчитанной. Распределение перерезывающих сил и изгибающих моментов по размаху крыла находится по результатам интегрирования:

$$Q(z) = \int_0^z q(z) dz, \quad (1.19)$$

$$M_{\text{изг}}(z) = \int_0^z Q(z) dz. \quad (1.20)$$

Распределение крутящих моментов по размаху крыла получим интегрированием погонных крутящих моментов $m_{\text{кр}}$:

$$m = q(x_{\text{ЦД}} - x_{\text{ЦЖ}}), \quad (1.21)$$

$$M_{\text{кр}}(z) = \int_0^z m(z) dz. \quad (1.22)$$

Распределенная аэродинамическая нагрузка на элероне определяется как для части крыла в рассматриваемых расчетных случаях. Положение оси вращения элерона в значительной мере влияет на величину действующего шарнирного момента $m_{\text{ш}}$. Нормальную аэродинамическую силу Y , воспринимаемую элероном, и осевой шарнирный момент $M_{\text{ш}}$, величины которых являются основными для определения характеристик управляющего его движением привода, можно представить в следующем виде:

$$Y = C_y \cdot q \cdot S, \quad (1.23)$$

$$M_{\text{ш}} = m_{\text{ш}} \cdot q \cdot S \cdot b_A, \quad (1.24)$$

где q – скоростной напор (динамическое давление); S – площадь отклоняемой рулевой поверхности за осью вращения; b_A – отрезок средней аэродинамической хорды рулевой поверхности, располагаемый за осью вращения по перпендикуляру к оси вращения [50].

Оценим величины аэродинамических нагрузок, действующих на типовую исполнительную полумодел ь магистрального самолета в Т-128. Значения расчетной максимальной нормальной силы, воспринимаемой консолью крыла полумодели во время эксперимента варьируются в диапазоне $Y_{\text{крыла}} \approx 5\,000 \div 7\,000$ кгс. Максимальные аэродинамические нагрузки при характерных скоростных напорах воздушного потока в АДТ q и площади плановых проекций консолей крыльев $S_{\text{крыла}}$ рассматриваемых самолетов представлены в таблице 1.7. Эпюры, распределенных по размаху изгибающего $M_{\text{изг}}$ и крутящего $M_{\text{кр}}$ моментов представлены на рисунке 1.20. На нем отмечены позиции элементов механизации в соответствии с их положением по размаху.

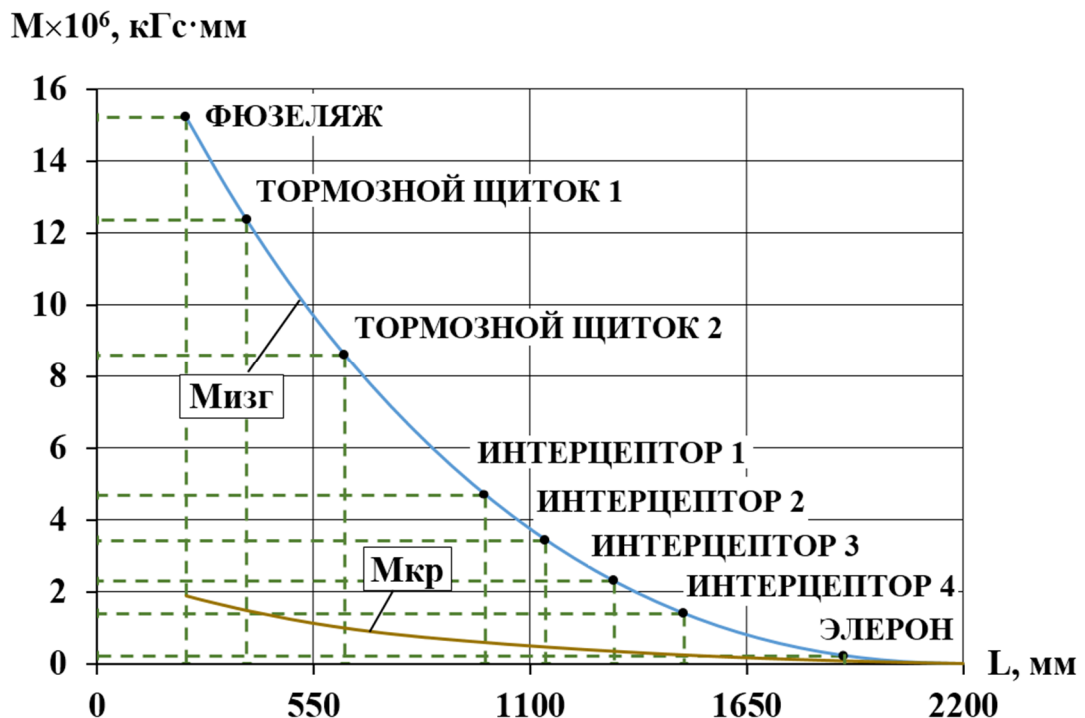


Рисунок 1.20 – Эпюры изгибающего и крутящего моментов по размаху консоли крыла типовой аэродинамической полумодели

Таблица 1.7 Расчетные нагрузки, действующие на консоли крыльев
полумоделей в Т-128

	МС-21	Ту-334	SSJ-100
$Y_{\text{крыла}}, \text{кГс}$	5560	5500	6500
$q, \text{кГ/м}^2$	6000	5750	8000
$S_{\text{крыла}}, \text{м}^2$	0.841	0.808	0.965

Существующие ограничения нагрузки по компоненту Y , определяемые техническими возможностями тензометрических весов Т-128 5ЭВ-128-31, используемых во время испытаний полумоделей, составляют $Y_{\text{крыла}} = 5\,000 \text{ кГс}$ [31]. Превышение данной величины может привести к повреждению измерительных балок тензовесов и выходу их из строя. В дальнейшем, учитывая относительную близость параметров аэродинамических компоновок для самолетов исследуемого типа, а также запас прочности $n = 4$, полученная нагрузка может быть принята за основу при проектировании и расчете на статическую прочность консолей крыльев испытываемых в Т-128 полумоделей, оборудуемых системой дистанционного отклонения аэродинамических поверхностей.

Для более конкретного рассмотрения конструкции консоли крыла обозначим позиции характерных сечений по размаху, определяющих размещение элементов механизации задней кромки (рисунок 1.21).

Предельные габариты ниш во внутренних объемах крыла, необходимые для размещения сервоприводов системы управления, непосредственно зависят от аэродинамических нагрузок на отклоняемой механизации. В таблице 1.8 представлены величины максимальных аэродинамических нагрузок на рулевые поверхности полумодели типового магистрального самолета, действующие при испытаниях в Т-128. Показаны геометрические размеры (хорда b и высота h) сечений консоли крыла, соответствующие расположению элементов механизации [51].

Наиболее сложным является размещение сервопривода системы дистанционного управления в окрестности элерона. В ней крыло имеет строительную высоту в $2 \div 4$ раза меньше, чем в зонах интерцепторов и тормозных

щитков (рисунок 1.21). Действующий на элерон момент от аэродинамических сил $M_{\text{ш}}$ в 1.5 раза ниже чем на секциях тормозного щитка (рисунок 1.22), для которых под размещение управляющих сервоприводов имеются существенно большие (в ~ 10 раз) внутренние объемы (по отношению площадей сечений консоли).

Таблица 1.8 Аэродинамические нагрузки на элементы механизации и габариты сечений консоли крыла

Отклоняемый элемент	Y , кГс	$M_{\text{ш}}$, кГс·м	Габариты сечения консоли крыла	
			b , мм	h , мм
Тормозной щиток (секция 1)	50	1.5	461.7	104.8
Тормозной щиток (секция 2)	50	1.5	345.4	75.3
Интерцептор (секция 1)	40	1.1	167.7	45.4
Интерцептор (секция 2)	40	1.1	157.4	32.3
Интерцептор (секция 3)	35	1	136.8	31.1
Интерцептор (секция 4)	35	1	116.2	30
Элерон	60	1	89.5	23

Габаритный размер, мм

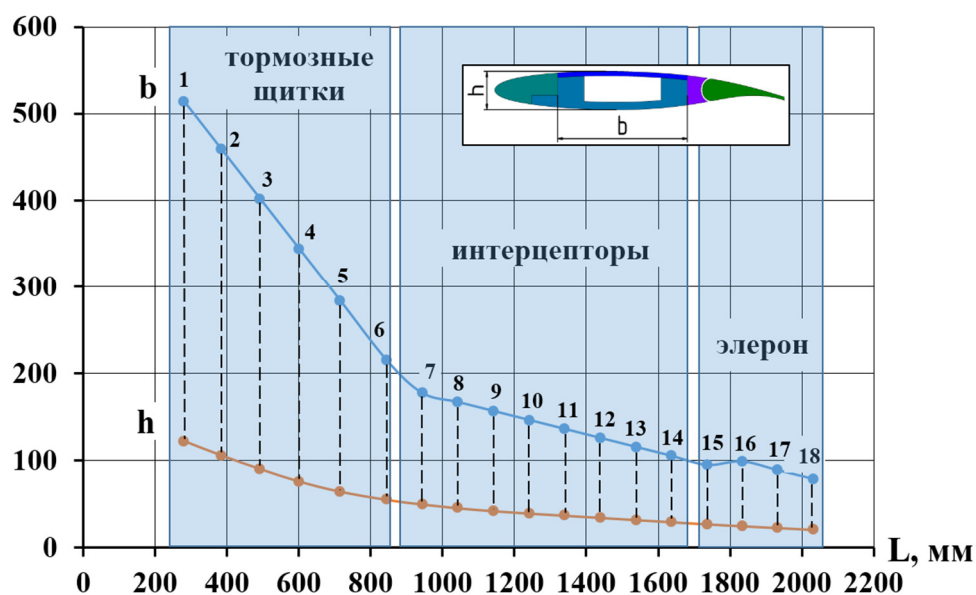


Рисунок 1.21 – Габариты сечений консоли крыла для размещения сервоприводов

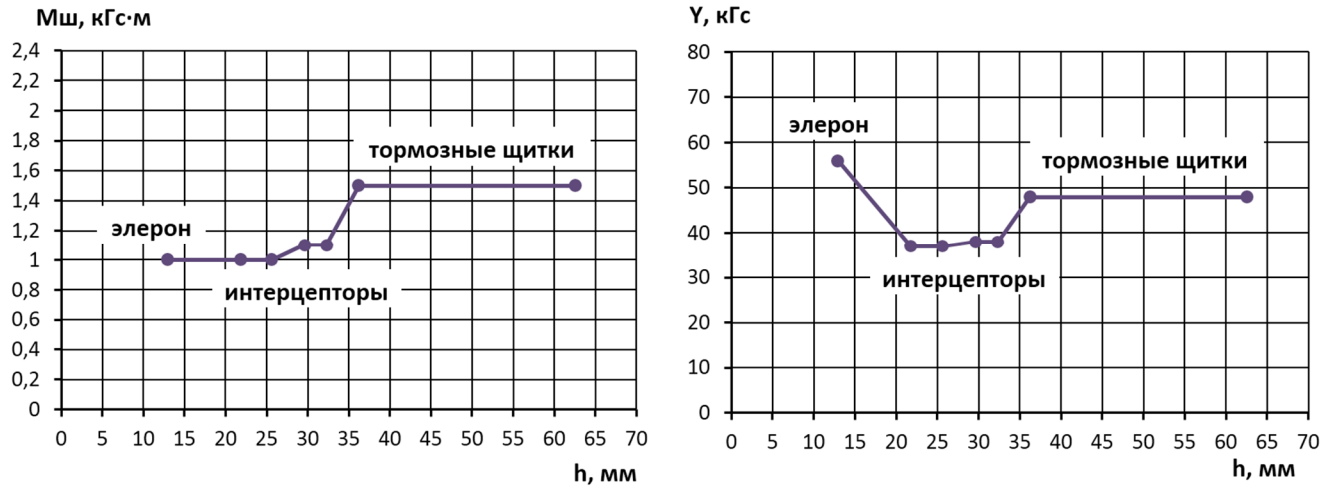


Рисунок 1.22– Действующие на отклоняемые элементы аэродинамические нагрузки $M_{ш}$, Y и строительные высоты h крыла вблизи их размещения

Поскольку необходимость перестановки элерона вызывает до 90% прерываний эксперимента, реализация системы управления для него является наиболее приоритетной. В последующем система, реализованная для элерона, может быть перенесена, без существенных доработок, в зоны размещения других отклоняемых поверхностей крыла (интерцепторы, тормозные щитки) с большими строительными высотами.

В таблицу 1.9. сведены основные требования, предъявляемые к полумодели магистрального самолета с системой дистанционного управления элероном. Их удовлетворение должно обеспечиваться конструктивно-технологическими решениями при разработке и изготовлении аэродинамических полумоделей магистральных пассажирских и транспортных самолетов с управлением элероном, испытываемых в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128.

Проведем сравнение величин максимальных моментов аэродинамических сил, действующих на элерон в трубе Т-128 и Т-105, на моделях в которых реализовано дистанционное управление на базе электрического серводвигателя.

Размеры крупномасштабных полумоделей в Т-128 в $\sim 3.5 \div 4$ раза больше размеров моделей, испытываемых в Т-105, площадь элероном при этом возрастает в $\sim 12 \div 16$ раз. Проведение испытаний в Т-128 вплоть до трансзвуковых скоростей потока, повышение давления в рабочей части до 4 атм, обуславливают увеличение аэродинамических нагрузок, действующих на элерон, по сравнению со

свободноштопорящими моделями в Т-105 в ~ 100 раз. Прямое заимствование электрических двигателей, используемых на моделях в Т-105 не представляется возможным. Для комплектации полумоделей в Т-128 требуется проведение специальных исследований управляющих сервоприводов при ограничениях моментных характеристик, требуемых скоростей перекладки и габаритах отклоняемых аэродинамических поверхностей.

Таблица 1.9 Требования, предъявляемые к полумодели, оснащенной системой дистанционного управления элероном

Длина полуфюзеляжа	не более 4.5 м;
Размах консоли крыла	не более 2.5 м;
Точность изготовления	$0.05 \div 0.07$ мм;
Шероховатость обводообразующих поверхностей	Ra 0.8 мкм;
Нагрузка, действующая на консоль крыла	$Y \approx 5000$ кгс;
Нагрузки, действующие на элерон	$Y \approx 60$ кгс; $M_{ш} \approx 1$ кгс·м;
Запас прочности элементов конструкции	4
Скорость перекладки элерона	Обеспечение расчетного времени измерений в одном угловом положении модели, $d\varphi/dt \sim 10$ град/сек.
Точность позиционирования углового положения элерона	± 0.15 град.

Выводы к главе 1

1. Испытания в аэродинамической трубе Т-128 на полумоделях являются обязательными при экспериментальной отработке аэродинамической компоновки магистральных пассажирских и транспортных самолетов на взлетно-посадочных и крейсерских режимах полета. Широкий диапазон реализуемых параметров потока и возможность повышения давления в рабочей части АДТ, вплоть до 4 атм, позволяют получить значения основных параметров аэродинамического подобия, соответствующих или близких на всех этапах натурного полета. Подобие по критерию Маха в Т-128 выполняется в полном объеме (таблица 1.1). Соблюдение подобия по числам Рейнольдса обеспечивается при испытаниях крупноразмерных полумоделей, с увеличенным в 2 раза (по сравнению с полными моделями) размахом крыла, при повышенном давлении в рабочей части АДТ (рисунок 1.15).

2. Существующая технология моделирования отклонения элементов механизации крыла основана на их закреплении в заданных угловых положениях на опорных кронштейнах. При проведении испытаний она обуславливает многократную их перестановку, требующую выключения компрессора аэродинамической трубы, стравливания повышенного давления, повторного наддува рабочей части и запуска компрессора для исследования очередного варианта установки механизации крыла. Наиболее затратной является перестановка элерона, поскольку для него, как органа поперечного управления самолетом, угловые положения должны моделироваться для всех исследуемых режимов полета и отклонениях других элементов механизации крыла и рулей, что обуславливает более, чем на порядок, увеличение объемов испытаний.

3. Выполненные оценки эффективности реализации дистанционного управления отклонением элерона полумодели магистрального самолета для испытаний в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128 позволяют ожидать сокращения времени на подготовку и проведение трубного эксперимента до 11 раз, а также существенного снижения затрат электроэнергии на повторные запуск главного привода и повышение давления в рабочей части АДТ.

4. Введение управления отклонением элерона при проведении эксперимента и его оснащение тензометрическими весами для измерения действующих аэродинамических нагрузок в процессе испытаний, позволяют оценить эффективность элерона с учетом восстановления течения воздушного потока относительно крыла при изменении углового положения элерона.

5. Установлены величины аэродинамических нагрузок, действующих на консоль крыла типовой аэродинамической полумодели магистрального самолета Т-128 (рисунок 1.20) и элементы механизации крыла при их отклонении, а также геометрические параметры сечений консоли крыла (ширина вдоль хорды и строительная высота) вблизи отклоняемых органов управления (рисунки 1.21, 1.22).

Действующий на элерон полумодели момент аэродинамических сил составляет $1 \text{ кГс}\cdot\text{м}$ (при давлении в рабочей части $p = 4 \text{ атм}$, скорости потока $M = 0.9$), что в 100 раз превышает характерный для Т-105 момент (при давлении в рабочей части $p = 1 \text{ атм}$, скорости потока $M = 0.12$), с реализованным дистанционным управлением элероном электрическим сервоприводом.

Данные параметры становятся определяющими при разработке конструкции полумодели магистрального самолета и выбора эффективного сервопривода с учетом необходимости его размещения в обводах консоли крыла, наряду с требованием обеспечения запаса прочности $n = 4$ в процессе трубного эксперимента.

Глава 2. Разработка конструкции крупноразмерной полумодели со средствами дистанционного управления отклонением элерона для экспериментальных исследований в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128

Разработка конструкции аэродинамической полумодели со средствами дистанционного управления элероном прежде всего требует целенаправленной модификации конструкции консоли крыла, заключающейся в изготовлении ниш в ее внутренних объемах для размещения сервоприводов и проводки передачи движения. Выполняемые при этом выборки материала консоли не должны приводить к снижению прочности конструкции ниже допустимого предела, что определяет проведение оптимизации конструктивных параметров ниш из условия их наибольшего объема. Кроме выборок в консоли крыла, возможно размещение компонентов системы управления внутри фюзеляжа, или при отсутствии такой возможности – за его пределами. Отправной точкой для разработки становится выбор типа управляющего сервопривода. Одновременно с этим во время эксперимента требуется измерение в реальном времени действующих на элерон аэродинамических сил и моментов в заданных угловых положениях, что непосредственно сопряжено с разработкой специальных тензометрических весов.

2.1 Конструкторско-технологические решения крупноразмерных аэродинамических полумоделей в Т-128

Особенности проектирования и изготовления крупномасштабных полумоделей в трансзвуковую аэродинамическую трубу Т-128 определяются их габаритами, действующими во время испытаний нагрузками, а также способом закрепления в аэродинамической трубе. В соответствие с параметрами рабочей части (глава 1, §1.1) максимальный размах консоли крыла полумодели составляет ~ 2.5 м, длина фюзеляжа ~ 4.5 м, площадь консоли крыла в плане ~ 0.9 м². Важным ограничением при разработке полумодели является ее масса – не более 800 кг,

обеспечивающая монтаж в рабочей части трубы. Это связано с одной стороны с грузоподъемностью манипулятора, предназначенного для транспортировки и установки полумодели в трубе, с другой – с техническими возможностями трубных внемодельных тензометрических весов 5ЭВ128-31. Установка полумодели в АДТ, в отличие от полных моделей, испытываемых на хвостовых и килевых державках или ленточных подвесах, выполняется в вертикальном положении на потолке рабочей части (рисунок 1.8) посредством переходника внемодельных тензовесов, соединенных с механизмом « δ - α ». Нагрузки, действующие на полумодель во время испытаний (глава 1, §1.4), требуют использования в конструкции силовых элементов материалов с высокими прочностными характеристиками. В этой связи традиционным конструкционным материалом консолей аэродинамических моделей для трубных испытаний является сталь 30ХГСА с пределом прочности после закалки $\sigma_B \approx 110 \text{ кг/мм}^2$. Важным условием для определения конструктивных параметров полумodelей является необходимость обеспечения запаса прочности $n = 4$.

Разработанная конструкция полумодели [6] состоит из трех основных агрегатов: универсального центрального силового узла крепления к аэродинамическим весам Т-128, полуфюзеляжа, оперения и консоли крыла со съемными элементами механизации (рисунок 2.1).

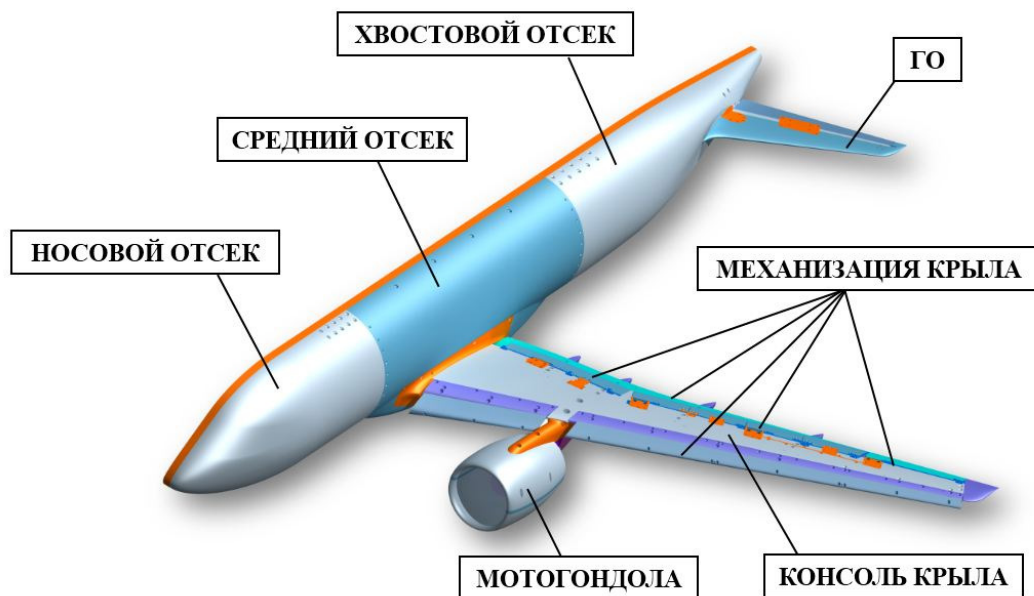


Рисунок 2.1 – Крупноразмерная аэродинамическая полумодель

Полуфюзеляж, в свою очередь, включает три отсека: носовой, хвостовой и средний, в основании которого располагается центральный силовой узел с унифицированными посадочными местами для крепления к фланцу тензовесов 5ЭВ128-31 и монтажной площадкой для установки консоли крыла (рисунок 2.2). Непосредственно к кронштейну силового узла крепится консоль крыла. Панели фюзеляжа закрепляются на бимсах. Нагрузка, действующая на полумодель и ее элементы во время испытаний, через консоль крыла воспринимается кронштейном силового узла и далее тензометрическими весами АДТ. Конструкция кронштейна позволяет устанавливать на нем различные фюзеляжные панели, моделирующие варианты обводов полуфюзеляжа, и консоли крыла, что сокращает затраты на изготовление и испытание полумоделей магистральных самолетов со схожими габаритными размерами [6].

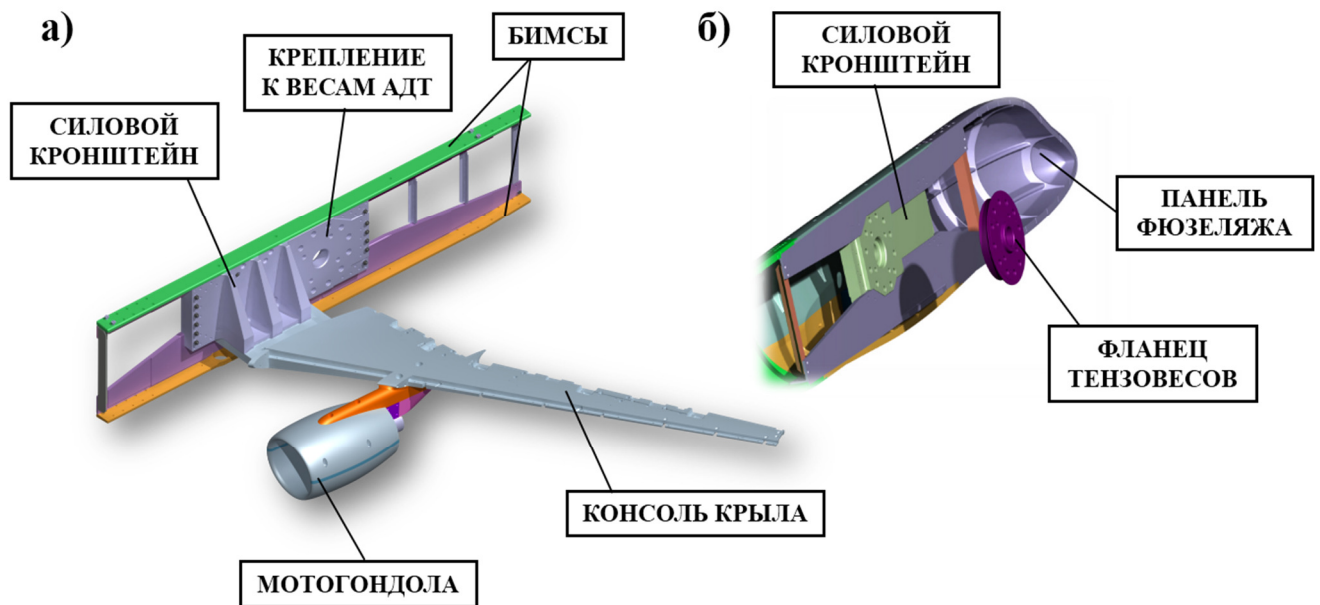


Рисунок 2.2 – Конструкция центрального узла аэродинамической полумодели:
крепление консоли крыла (а), крепление панелей фюзеляжа (б)

Центральная часть консоли крыла моделирует исследуемые обводы поверхности, а также воспринимает действующие аэродинамические нагрузки, изготавливается фрезерованием. На нее крепятся элементы механизации передней и задней кромок крыла (элерон, секции предкрылка, закрылка, интерцепторов и тормозных щитков), законцовка крыла и мотогондола (рисунок 2.3). Элементы

механизации крепятся к консоли крыла кронштейнами-фиксаторами. Они выполняются как угловые металлические пластины, положение базовых плоскостей которых соответствуют угловым положениям элементов механизации крыла (рисунок 2.4). Для каждого отклоняемого элемента механизации изготавливается индивидуальный набор кронштейнов-фиксаторов (до 11 штук), обеспечивающий проведение экспериментальных исследований для угловых положений, определяемых программой испытаний.

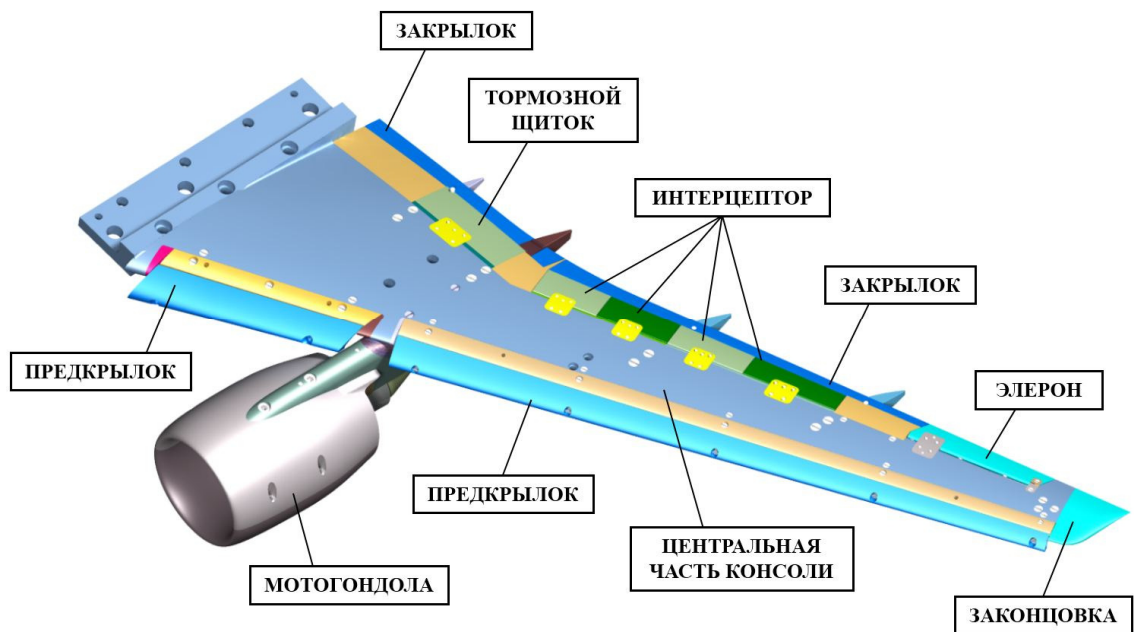


Рисунок 2.3 – Механизированная консоль крыла

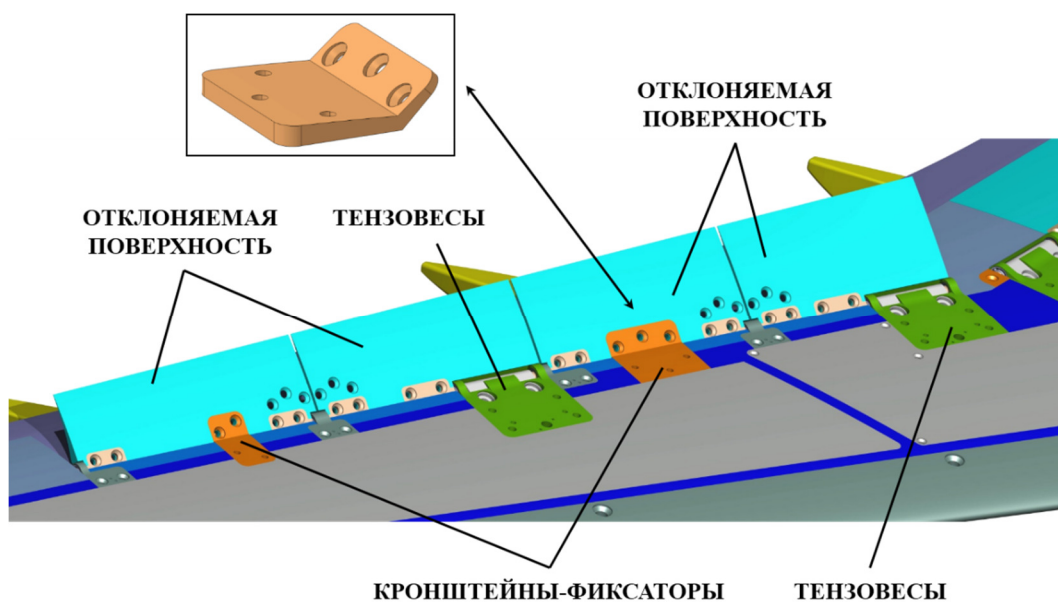


Рисунок 2.4 – Типовое крепление элементов механизации крыла

В основе технологического процесса изготовления крупноразмерных аэродинамических полумodelей лежит высокопроизводительная фрезерная обработка на пятиосевых обрабатывающих центрах с ЧПУ. Габариты и точность обрабатывающих центров модельного производства ЦАГИ позволяют воспроизводить обводообразующие поверхности агрегатов полумodelи и узлов их соединения в соответствии с требованиями к аэродинамическим моделям самолетов для трубных испытаний [40] при минимизации ручной слесарной обработки.

Принципиальной составляющей технологии изготовления полумodelей в модельном производстве стало литье в изготавливаемые из формовочной смеси литейные формы заготовок панелей фюзеляжа (рисунок 2.1). Отливка заготовок выполняется из литейного сплава АЛ-9. На рисунке 2.5 показаны литейная мастер-модель носовой панели фюзеляжа и изготовленная с ее использованием заготовка для последующей обработки на станке с ЧПУ [52]. В принятой технологии выполняется финишное фрезерование только внешней обводообразующей поверхности панелей.

Реализованная конструкция обводообразующих панелей и технология их изготовления позволяет существенно снизить общий вес аэродинамической полумodelи, а также использовать освободившееся внутреннее пространство фюзеляжа для установки компонентов системы дистанционного отклонения элероном и другими элементами механизации крыла.

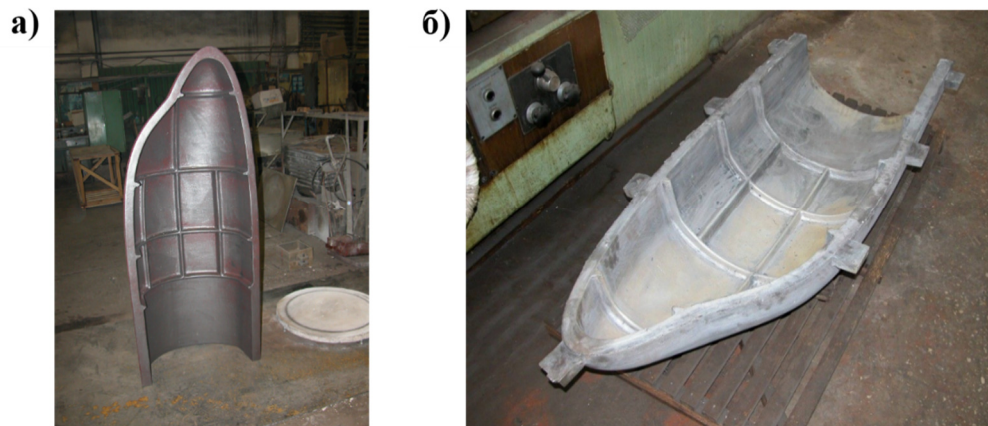


Рисунок 2.5 – Литейная мастер-модель (а) и отливка (б) панели носового отсека полуфюзеляжа

2.2 Модификация конструкции консоли крыла аэродинамической полумодели для внедрения дистанционного управления элероном и элементами механизации

Внедрение системы дистанционного управления элероном и элементами механизации крыла позволяет исключить фиксаторы для их установки в определенных угловых положениях. Однако оно обуславливает необходимость модификации конструкции крыла для размещения в его внутренних объемах исполнительных элементов системы дистанционного управления: сервоприводов, проводки управления, контроллеров и т.д. Предпочтительным является расположение приводов вблизи отклоняемых элементов механизации. В этом случае снижается длина проводки управления, сокращается количество люфтов и деформаций в цепочке ее звеньев. Оно может быть обеспечено при изготовлении специальных ниш во внутренних объемах консоли крыла. Габаритные размеры ниш ограничиваются не только местными величинами хорд и толщинами консоли крыла, но и необходимостью обеспечения требуемой прочности по восприятию консолью изгибающего и крутящего моментов от действующих аэродинамических сил.

Обводы консоли крыла аэродинамической модели и ее исходная конструкция с креплением механизации задаются цифровой моделью в конструкторской САПР высокого уровня. Средствами САПР в виде цифровой модели разрабатывается модифицированная конструкция консоли с нишами. Для цифровой модели выполняются необходимые метрические операции, включая построение контуров сечений и их опорных точек, расчет площади и центров масс, вычисление моментов для оценки прочностных характеристик.

Стилизованная конструкция консоли с интегрированной нишей показана на рисунке 2.6а. Изготовление ниши выполняется фрезерованием со стороны верхней или нижней поверхности консоли. Поскольку запас прочности для консоли крыла полумодели в трансзвуковую АДТ Т-128 составляет $n = 4$, влияние геометрической формы сечения на прочность сравнительно не велико. В этой связи выбор стороны

для фрезерования ниши становится равнозначным. Ниши закрываются крышками из конструкционной стали типа «Сталь 20», фрезеруемыми на станках с ЧПУ. Для фиксации крышек предложено деление интегральной ниши на отсеки, как показано на рисунке 2.6б.

Конструкция консоли крыла с крышкой, закрывающей ниши под размещение сервоприводов показана на рисунке 2.7.

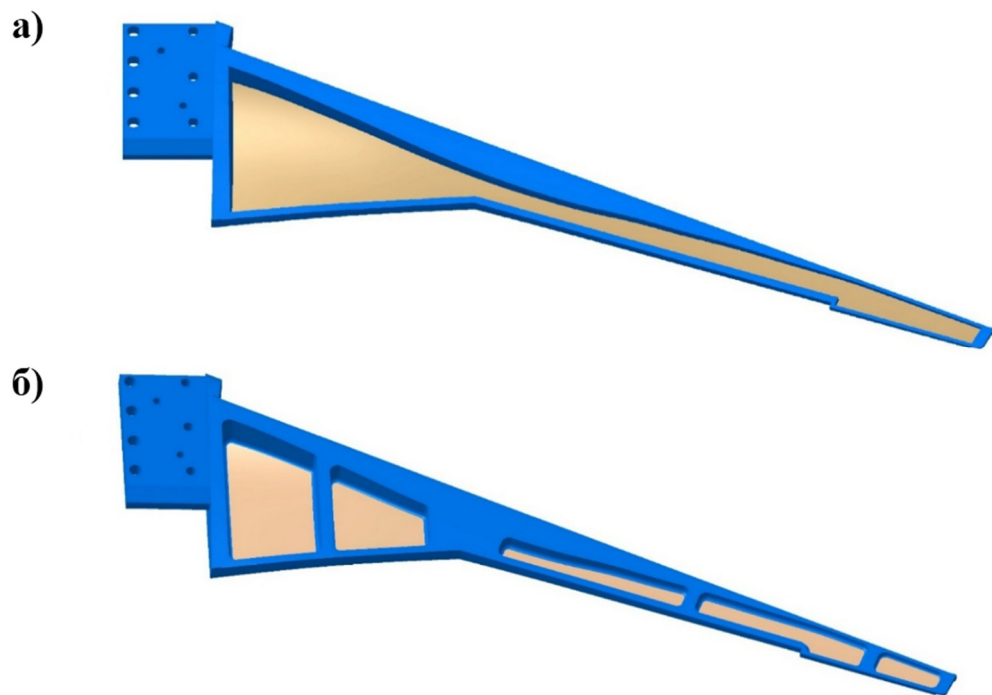


Рисунок 2.6 – Ниша в центральной части консоли крыла магистрального самолета под размещение сервоприводов системы управления механизацией крыла: интегральная, на полный размах консоли (а), разделенная на отсеки (б)

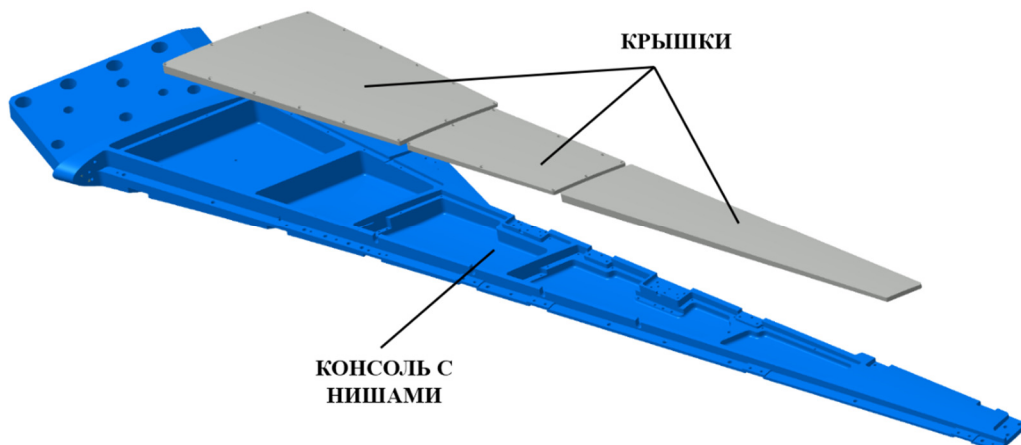


Рисунок 2.7 – Конструкция консоли крыла с нишами и крышками

На рисунке 2.8 построено схематическое распределение сервоприводов элерона и механизации крыла. Размеры ниш для их размещения ограничиваются как располагаемыми геометрическими размерами сечений консоли, так и условиями прочности, определяющими толщины стенок и днищ – основания ниш, воспринимающих аэродинамические нагрузки на консоль. Также может потребоваться учет технологических ограничений на минимальные толщины стенок и основания при изготовлении [53].

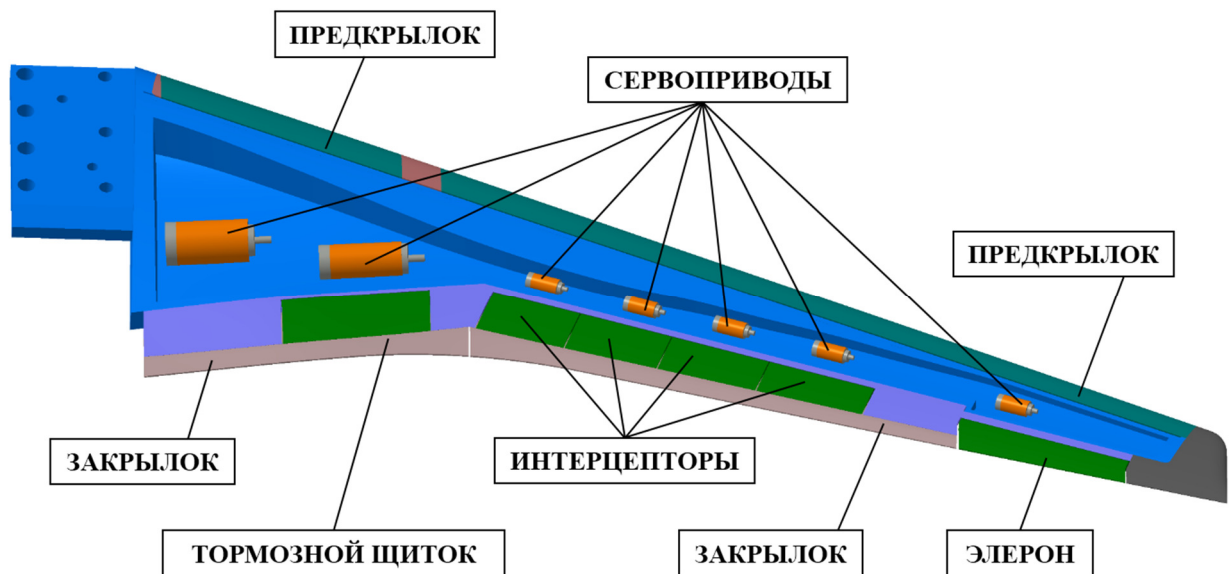


Рисунок 2.8 – Пример компоновки сервоприводов в консоли крыла

Определим оптимальные параметры ниш под размещение компонентов системы управления элероном и элементами механизации крыла во внутренних обводах консоли. Типовое сечение крыла консоли крыла крупномасштабной аэродинамической полумодели в области элерона показано на рисунке 2.9. Основными силовыми компонентами конструкции консоли в сечении становятся ограничивающие нишу передняя и задняя стенки, а также основание. К стенкам осуществляется крепление элерона и элементов механизации крыла (передней и задней кромок), а также крышек, закрывающих нишу. Форма и толщина крышек выбираются в соответствии с конструктивно-технологическими условиями. При оценке прочности консоли крыла учитывать влияние крышек на действующие напряжения не будем.

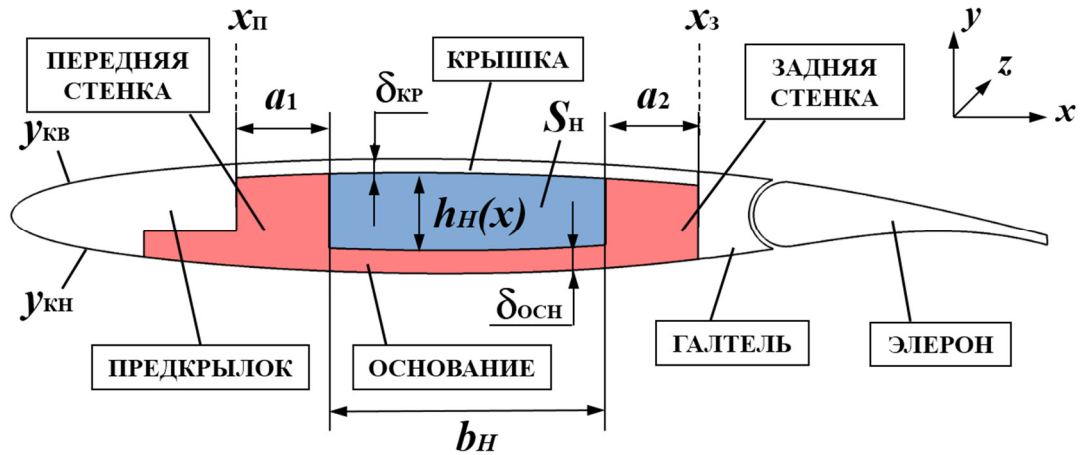


Рисунок 2.9 – Сечение консоли крыла по размаху z_c с выборкой в зоне элерона

Геометрические размеры сечения ниши определяются ее шириной b_H и высотой $h_H(x)$, между основанием и крышкой, эквидистантными к профилю сечения консоли крыла.

$$h_H(x) = [y_{KB}(x, z_C) - \delta_{кр}] - [y_{KH}(x, z_C) - \delta_{осн}], \quad (2.1)$$

где $y_{KB}(x, z_C)$ и $y_{KH}(x, z_C)$ – ординаты верхней и нижней сторон контура сечения, определяемые цифровой моделью консоли; $\delta_{кр}$ и $\delta_{осн}$ – толщины крышки и основания ниши.

Размеры стенок a_1 и a_2 , а также толщина основания $\delta_{осн}$ для заданной цифровой модели консоли крыла, определяющие габариты ниши в сечении, устанавливаются из условия прочности для действующих аэродинамических нагрузок (приведены на рис. 1.21).

В соответствии со схемой на рисунке 2.9 будем считать, что изгибающий момент воспринимается стенками и основанием, а крутящий – дополнительными продольными силами на стенках. Соотношение для оценки площади ниши S_H в сечении:

$$S_H(a_1, a_2, \delta_{осн}) = \int_{x_п + a_1}^{x_з - a_2} h_H(x) dx, \quad (2.2)$$

где $x_п$ – координата передней стороны передней стенки; $x_з$ – координата дальней стороны задней стенки.

Поставим задачу оптимизации конструктивных параметров ниши в сечении консоли крыла следующим образом: найти размеры стенок a_1 , a_2 и толщины основания $\delta_{\text{осн}}$, обеспечивающие максимум площади ниши при выполнении условия прочности сечения $S_{\text{н}}(a_1, a_2, \delta_{\text{осн}}) \rightarrow \max$:

$$\sigma_{\max}(a_1, a_2, \delta_{\text{осн}}) = [\sigma], \quad (2.3)$$

где σ_m – максимальное напряжение в сечении, $[\sigma]$ – предельное напряжение с учетом запаса прочности $n = 4$.

Применим метод множителей Лагранжа [11,12]. Для этого запишем расширенную функцию Лагранжа:

$$L(\bar{p}, \lambda) = S_{\text{н}}(\bar{p}) + \lambda \{ \sigma_{\max}(\bar{p}) - [\sigma] \}, \quad (2.5)$$

где $\bar{p} = [a_1, a_2, \delta_{\text{осн}}]$ – вектор параметров; λ – множитель Лагранжа.

Условие экстремума:

$$\begin{cases} \frac{\partial L}{\partial p_i} = 0 \\ \frac{\partial L}{\partial \lambda} = 0 \end{cases}, \quad i = 1, 2, 3. \quad (2.5)$$

Получим систему четырех нелинейных алгебраических уравнений относительно параметров конструкции ниши и множителя Лагранжа.

Высота ниши в сечении определяется толщиной аэродинамического профиля, которая в ~ 10 раз меньше его хорды. Для сервоприводов, размещаемых в нишах, наиболее существенным размером является ее высота $h_{\text{н}}$. Соответственно для обеспечения наибольшей высоты ниши целесообразно изготавливать толщину основания ниши $\delta_{\text{осн}}$, как минимально возможную по технологическим условиям, и вывести ее из процесса оптимизации. Таким образом определение максимальных размеров ниши сводится к задаче двухпараметрической условной оптимизации.

Тогда условие экстремума (2.5) приобретает вид:

$$\begin{cases} \frac{\partial S_n}{\partial a_1} + \lambda \frac{\partial \sigma_{\max}}{\partial a_1} = 0 \\ \frac{\partial S_n}{\partial a_2} + \lambda \frac{\partial \sigma_{\max}}{\partial a_2} = 0 \\ \sigma_{\max} - [\sigma] = 0 \end{cases} \quad (2.6)$$

Воспользуемся известными соотношениями для $\sigma_{\max}$ в сечении при изгибе [54]:

$$\sigma_{\max} = \frac{M_{\text{изг}}}{W_x(a_1, a_2)}, \quad (2.7)$$

где $M_{\text{изг}}$ – определяется в текущем сечении действующими аэродинамическими нагрузками (рисунок 1.20); $W_x = \frac{J_x(a_1, a_2)}{y_{\max}(a_1, a_2)}$ – момент сопротивления сечения при изгибе; J_x – момент инерции сечения относительно главной центральной оси, проходящей через центр тяжести сечения, перпендикулярной к плоскости изгибающего момента; $y_{\max}$ – расстояние от главной центральной оси.

Конфигурацию сечения определяет принятая схема силовой конструкции, показанная на рисунке 2.9. Силовая конструкция включает основание ниши, а также переднюю и заднюю стенки, вписанные в обводы сечения, заданные цифровой моделью.

Система трех алгебраических уравнений (2.6) соответствует необходимым условиям определения оптимальных толщин стенок a_1 и a_2 , соответствующих максимальной ширине ниши b_n в консоли z_c (рисунок 2.9).

Параметры a_1 и a_2 находятся численным решением [11,12] системы уравнений (2.6). Для оценки соответствия решения глобальному экстремуму построим для ряда сечений в окрестности элерона зависимости $S_n(a_1, a_2(a_1))$, используя условия связи $\sigma_{\max}(a_1, a_2) = [\sigma]$.

Полученные прямым расчетом зависимости $S_n(a_1)$ построены на рисунке 2.10. Видно, что зависимости являются выпуклыми с знакопостоянной кривизной в диапазоне возможных значений толщины передней стенки a_1 . Можно сделать

вывод о том, что решение системы (2.6) соответствует глобальному оптимуму ширины ниши b_n в сечении.

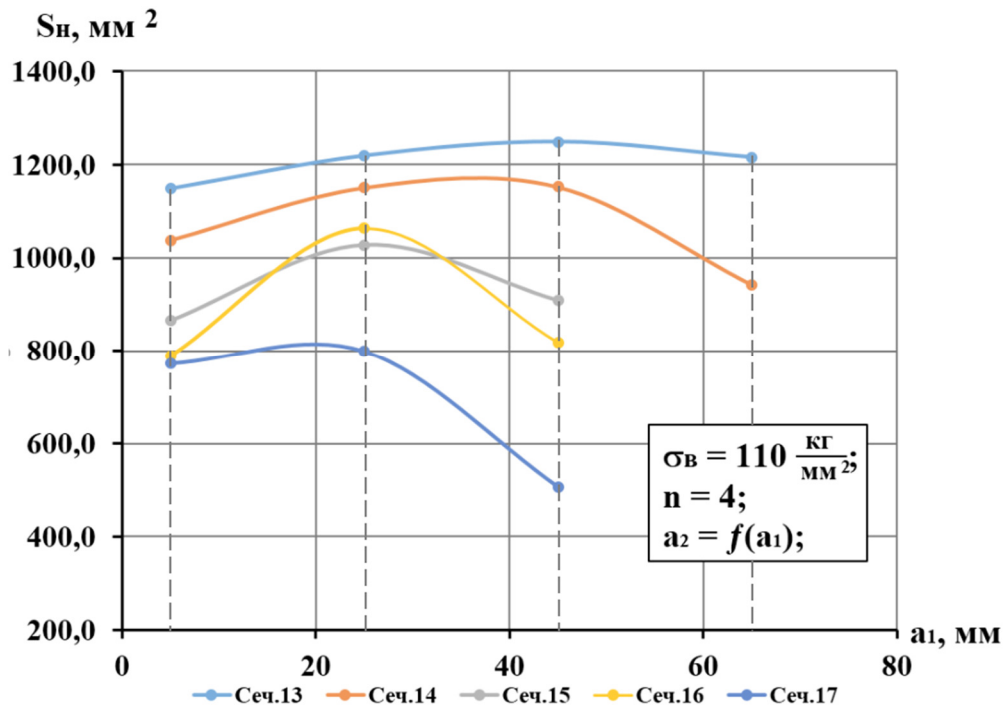


Рисунок 2.10 – Зависимость площади ниши S_n в сечениях консоли от толщины передней стенки a_1

Полученные в результате решения системы (2.6) значения параметров a_1 и a_2 , определяющие ширину ниши по размаху, показаны на рисунке 2.11, а распределение площади ниши по сечениям – на рисунке 2.12.

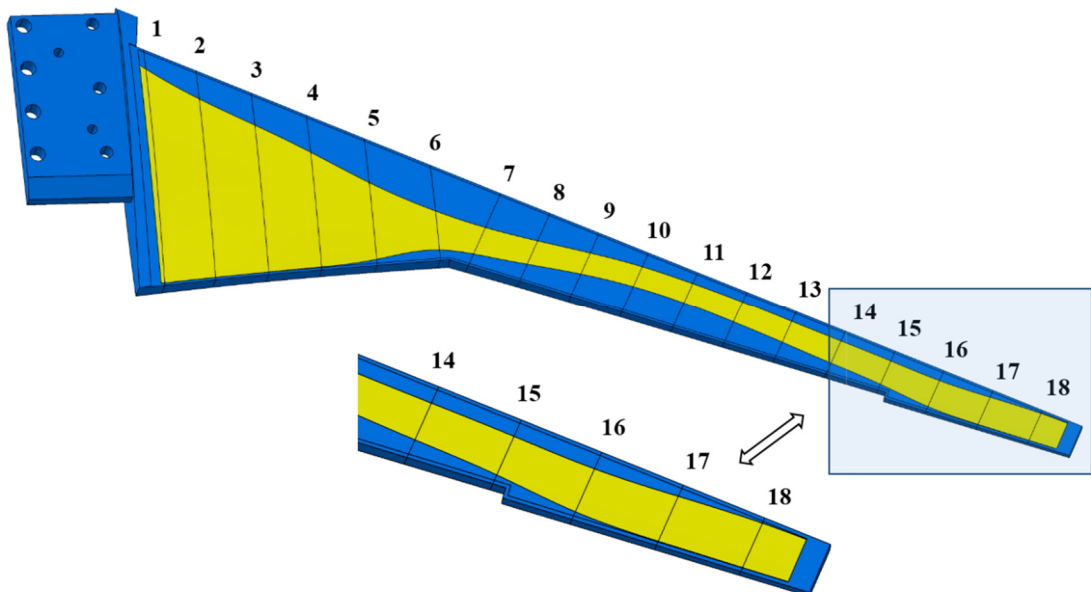


Рисунок 2.11 – Консоль крыла с объединенной нишей максимального объема (а), ниша в окрестности элерона (б)

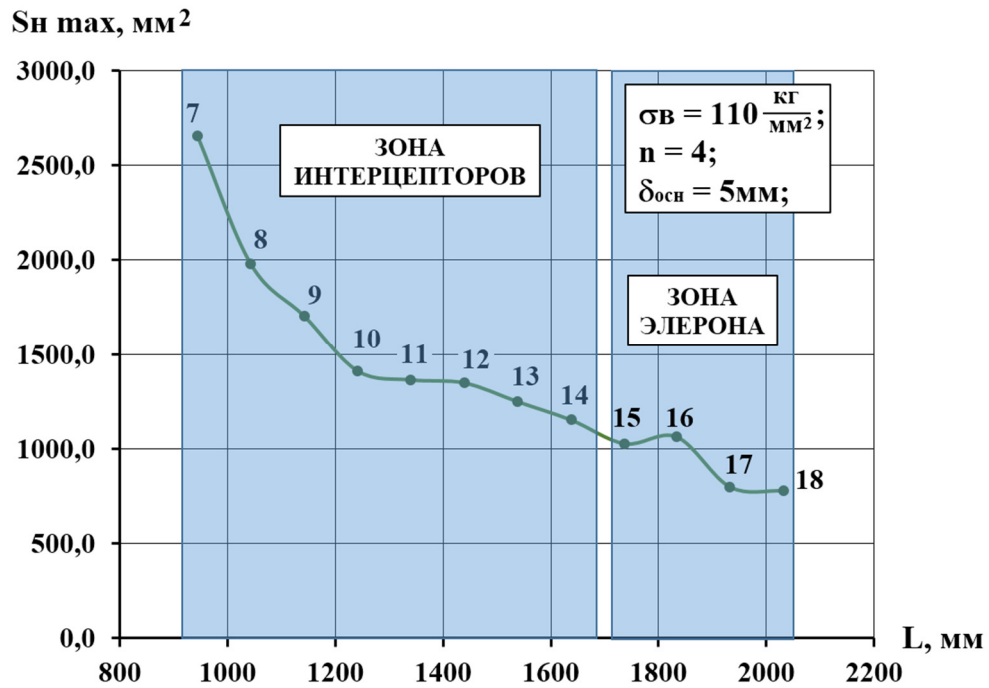


Рисунок 2.12 – Максимальная площадь ниши S_n в сечениях консоли крыла модели по размаху: 7-18 – номера сечений консоли

Для подтверждения выполнения условия связи $\sigma_{\max} \leq [\sigma]$ проведен расчет распределения напряжений методом конечных элементов (МКЭ) в промышленном пакете NASTRAN. Результаты расчета (рисунок 2.13) показывают выполнение условия обеспечения необходимой прочности консоли.

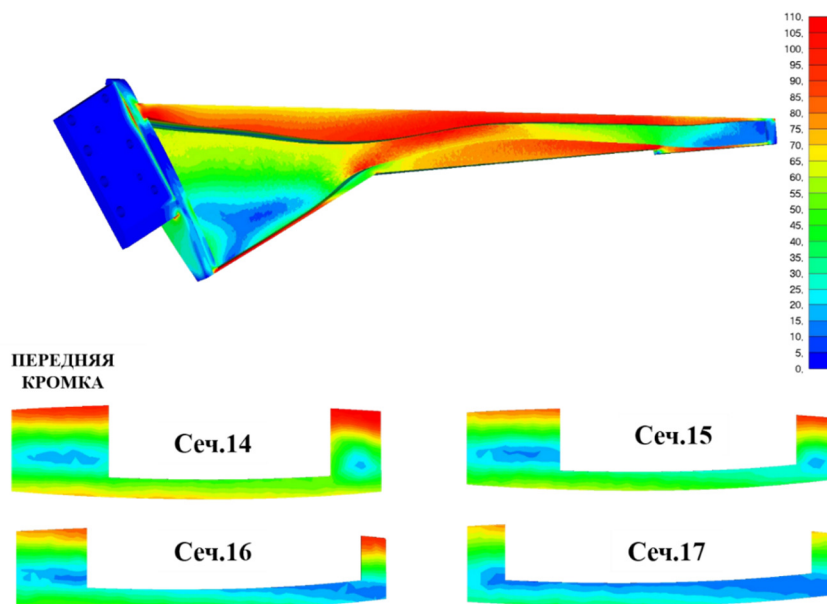


Рисунок 2.13 – Распределение напряжений в силовой конструкции консоли крыла с нишей максимального объема

Был проведен расчет крутильных деформаций консоли крыла без выреза, с интегральной нишей (без перегородок) и перегородками, разделяющими нишу на отсеки (рисунок 2.14). Также построен график крутильных деформаций консоли с нишей, только в окрестности элерона. Именно крутильные деформации, определяющие крутку крыла (изменение углов установки сечений по размаху) влияют на изменение его аэродинамических характеристик. При интегральной нише максимальное изменение крутки на конце консоли крыла (в зоне размещения элерона) составляет ~ 1.0 градус. С введением перегородок изменение крутки уменьшается до ~ 0.6 градуса. В принципе для учета данного обстоятельства возможно введение соответствующих изменений в ступенчатую форму консоли крыла при ее обработке на станке с ЧПУ и поправок при обработке результатов эксперимента. При ограничении размаха ниши зоной элерона, крутильная деформация становится менее 0.1 градуса, что является меньше точности фиксации крутки (~ 0.15 градуса) при проведении эксперимента и при обработке его результатов не учитывается.

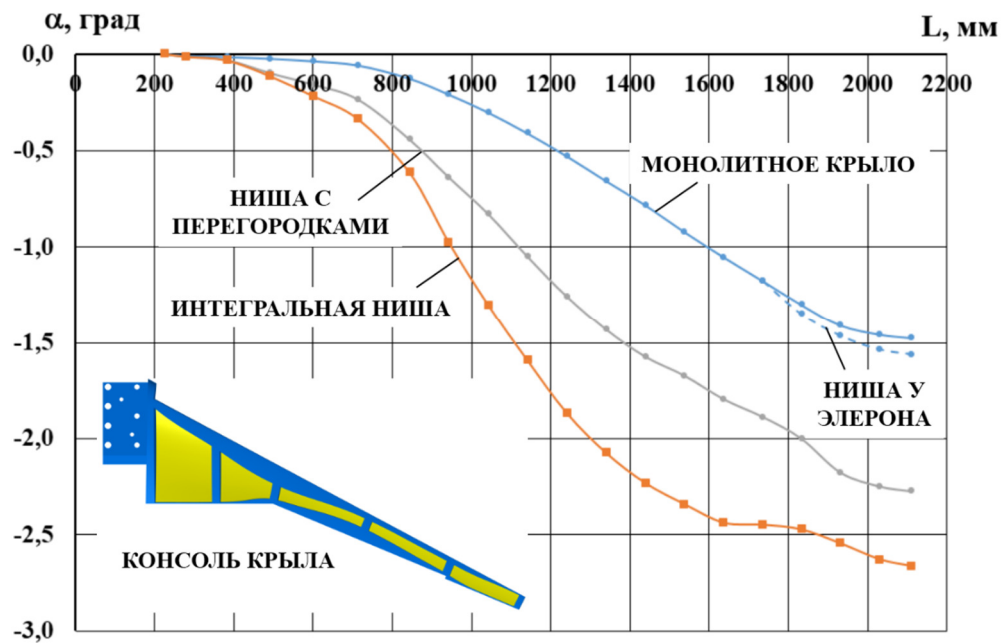


Рисунок 2.14 – Характер изменения жесткости консоли крыла при наличии ниши, ее отсутствии и введении поддерживающих перегородок

Габаритные размеры сечений ниши (b_n и h_n), определяющие размещение сервоприводов управления элероном и элементами механизации крыла, показаны на рисунке 2.15.

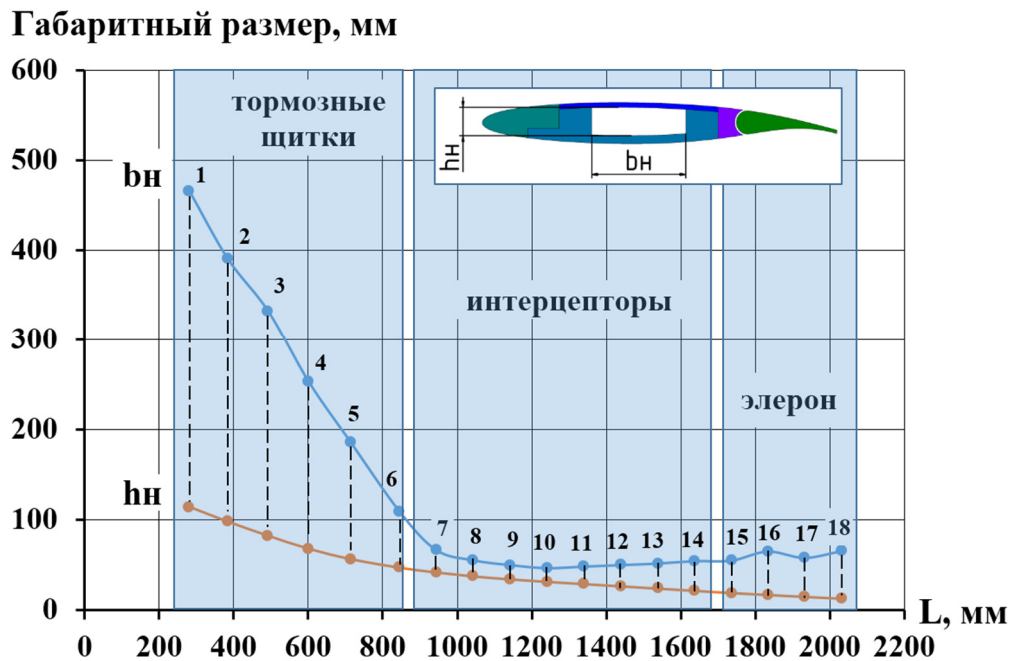


Рисунок 2.15 – Габариты ниши в консоли крыла для размещения сервоприводов

2.3 Структура системы управления элероном и технические средства ее реализации

Исполнительной основой системы отклонения элерона является комплекс оборудования, включающий: высокомоментный сервопривод, характеристики которого должны обеспечивать при нагрузках, действующих во время испытаний в трубе, оперативную обработку всех вариантов углового отклонения согласно программе испытаний; контроллер управления приводом; датчики углового положения элерона, а также механизмы передачи движения от сервопривода [29]. Структура системы дистанционного управления элерона крупномасштабной аэродинамической полумодели показана на рисунке 2.16, принципиальная компоновка исполнительных элементов системы управления во внутренних объемах консоли крыла – на рисунке 2.17.

Взаимодействие с оператором системы дистанционного управления обеспечивается посредством графического интерфейса разрабатываемого программного обеспечения (ПО), устанавливаемого на персональном компьютере (ПК).

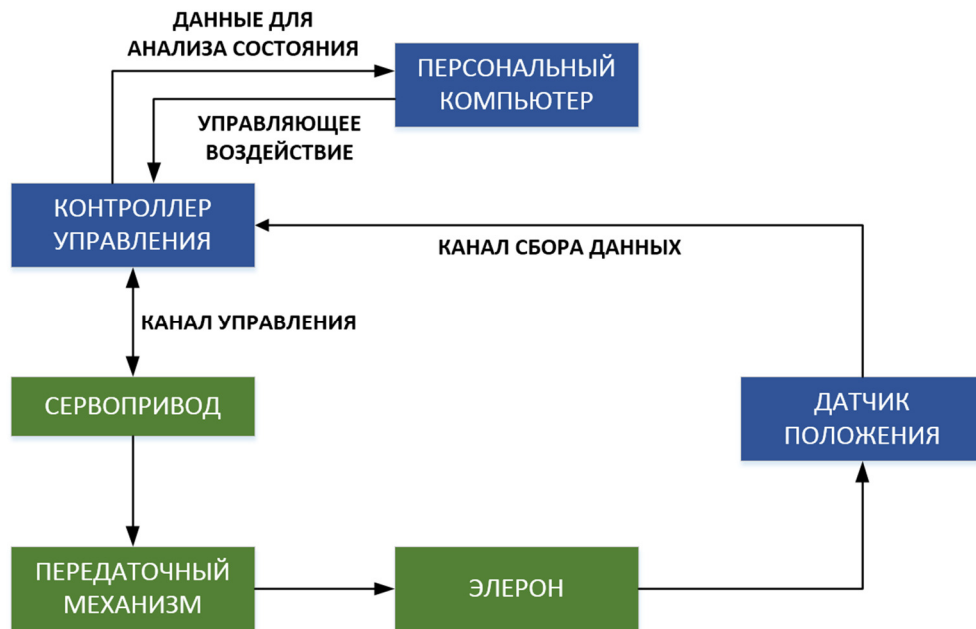


Рисунок 2.16 – Структура системы дистанционного управления отклоняемой элероном

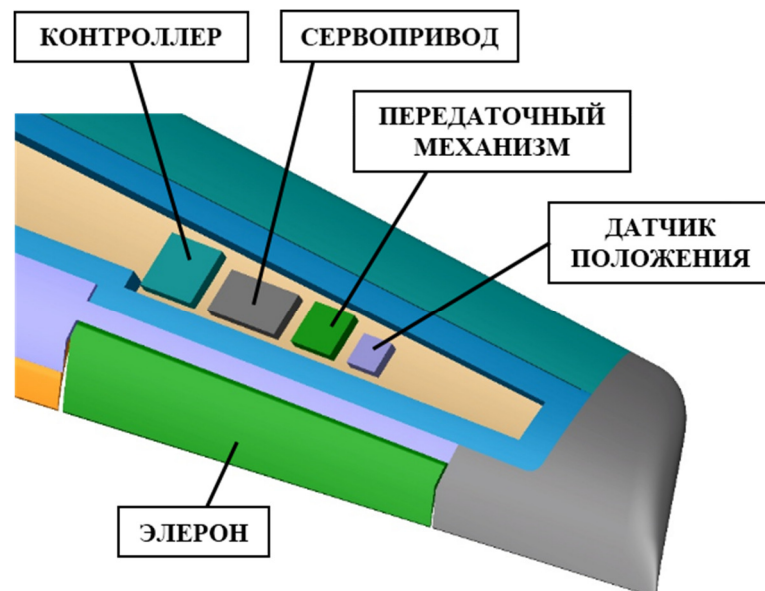


Рисунок 2.17 – Компоновка элементов системы дистанционного управления внутри крыла аэродинамической полумодели

Задаваемая оператором команда управления (значение установочного угла элерона) сопоставляется с текущим значением угла, фиксируемым датчиком

положения (углового или линейного перемещения), и скорректированная команда передается на серводвигатель, который перемещает отклоняемую поверхность в требуемое положение. Датчик положения может быть установлен на приводе и непосредственно связан с его выходным звеном или смонтирован на оси поворота. В первом случае текущее положение поверхности определяется по параметрам кинематической схемы проводки управления, во втором проводится прямое измерение значений угла поворота, что является предпочтительным. Отклонение поверхности осуществляется при помощи передаточного механизма, преобразующего движение сервопривода во вращательные движения элерона.

2.4 Сервоприводы для комплектации системы дистанционного управления механизацией крыла аэродинамической полумодели

Особенностью исполнительных приводов системы дистанционного управления [55,56] заключается в том, что для них характерна частая смена прямых и реверсивных движений, а также фиксация выходных элементов в определенных положениях, соответствующих требуемой угловой ориентации отклоняемой аэродинамической поверхности.

Сформулируем основные требования, предъявляемые к приводам СДУ:

- компактность;
- обеспечение требуемого крутящего момента на валу (или усилия на штоке);
- отсутствие вращения или перемещения выходного звена двигателя под действием внешней нагрузки при отсутствии сигнала управления;
- устойчивость работы во всем диапазоне угловых скоростей;
- точность позиционирования выходного звена.

Рассмотрим применение электрических и гидравлических сервоприводов в задаче управления отклонением элерона крупноразмерной полумодели.

2.4.1 Электрический привод

Потенциально возможно использование в составе системы дистанционного управления элероном синхронных электрических бесколлекторных приводов малой мощности, применяемых в механизмах станков с ЧПУ для перемещения и позиционирования рабочих органов (стола и шпинделя), а также системах автоматизации механических систем различного назначения. Среди таких приводов можно выделить шаговые электродвигатели и сервомоторы. Главным недостатком шагового двигателя является дискретность перемещения [57]. В зависимости от точности (шага двигателя) она составляет 0.72; 0.9; 1.8 градусов и более.

Электродвигатели постоянного тока, при схожих с шаговыми двигателями развиваемых на валу усилиях, обладают значительно меньшими объемными характеристиками. Они с большей вероятностью могут быть размещены в ограниченных объемах крыла, в непосредственной близости к отклоняемым аэродинамическим поверхностям. Кроме того, данные двигатели характеризуются высокими значениями пускового момента, что позволяет им преодолевать дополнительные силы трения, возникающие в подвижных элементах связанной с двигателем проводки управления, легко реверсируются, имеют практически линейные регулировочные характеристики. Позиционирование вала в них осуществляется за счет интегрированного датчика угла поворота с обратной связью для коррекции положения ротора. Фиксация требуемого углового положения осуществляется электромагнитным тормозом. Поэтому наиболее предпочтительными для реализации в составе аэродинамической модели системы дистанционного отклонения механизацией крыла являются именно электродвигатели постоянного тока [58, 59].

Компактные электрические сервоприводы производятся целым рядом фирм в США, Европе, Китае. В РФ специализированные высокооборотные электрические приводы для применения в системах автоматизации производственных процессов выпускаются научно-производственными

Обеспечение крутящих или тяговых усилий электроприводов, необходимых для преодоления действующей на элерон и взлетно-посадочную механизацию аэродинамических моделей самолетов (таблица 1.8, рисунки 1.21, 1.22), при удовлетворении габаритных требований расположения приводов в крыле, требует применения редукторов с передаточными отношениями i , до $\sim 500:1$, (рисунок 2.19). Целесообразным является использование для передачи движения редукторов с винтовыми передачами (рисунок 2.20), отличающихся малыми габаритами и свойствами автоторможения.

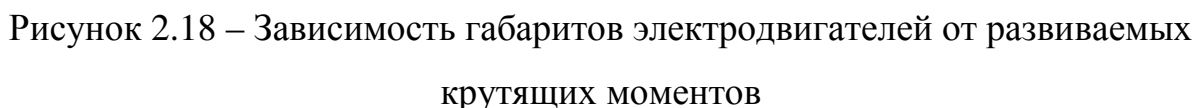


Таблица 2.1 Характеристики серийных компактных сервоприводов

Производитель	Серия/ модель	Габарит поперечного сечения, мм	Мкр, кГс·м	n, об/мин	Номинальная мощность, Вт
Maxon Motor (Швейцария)	RE	6	0.00003	18600	0.3
		8	0.00006	15600	0.5
		10	0.00015	12500	1.5
		13	0.00028	10900	3
		16	0.00045	12200	4.5
		25	0.00276	9950	20
		30	0.00882	7750	60
		40	0.0184	7000	150
		50	0.0362	4610	200
		65	0.0832	2470	250
	EC-max	16	0.00082	7350	8
		22	0.00234	10500	25
		30	0.00628	8150	60
		40	0.0212	2670	120
	EC-4pole	22	0.00641	15700	120
		30	0.0118	15800	200
		45	0.0635	3580	300
FAULHABER (Германия)	Brushed DC-Motors	6	0.000017	20000	0.5
		8	0.00007	13500	1.2
		10	0.00016	12000	3.1
		12	0.00017	8580	3.4
		17	0.00088	4280	9
		23	0.0019	6160	24
		32	0.012	5180	85
		38	0.0224	5360	160
	Brushless DC-Motors	6	0.00003	37300	1.7
		12	0.000199	22140	10
		16	0.00139	34490	81
		20	0.00162	22400	63
		35	0.00553	9620	126
		44	0.0183	5650	282
ООО НПО «Андроидная техника» (Россия)	25x05	25	0.0026	25490	60
	38x12	38	0.022	11800	250
	50x14	50	0.047	5150	230
	68x14T	68	0.083	1630	130
	70x18	68.5	0.11	2650	300
	85x23	85	0.28	1410	410
ООО НПО «Электрические машины» (Россия)	Д-15М	40	0.00323	6000	15
	Д-25Г	53.5	0.00399	6000	25
	Д-55А	63	0.0095	4500	55
	ДВ-200	84.5	0.0255	7500	200
ООО НПО «Электропривод» (Россия)	FL42BLS04	42	0.025	4000	105

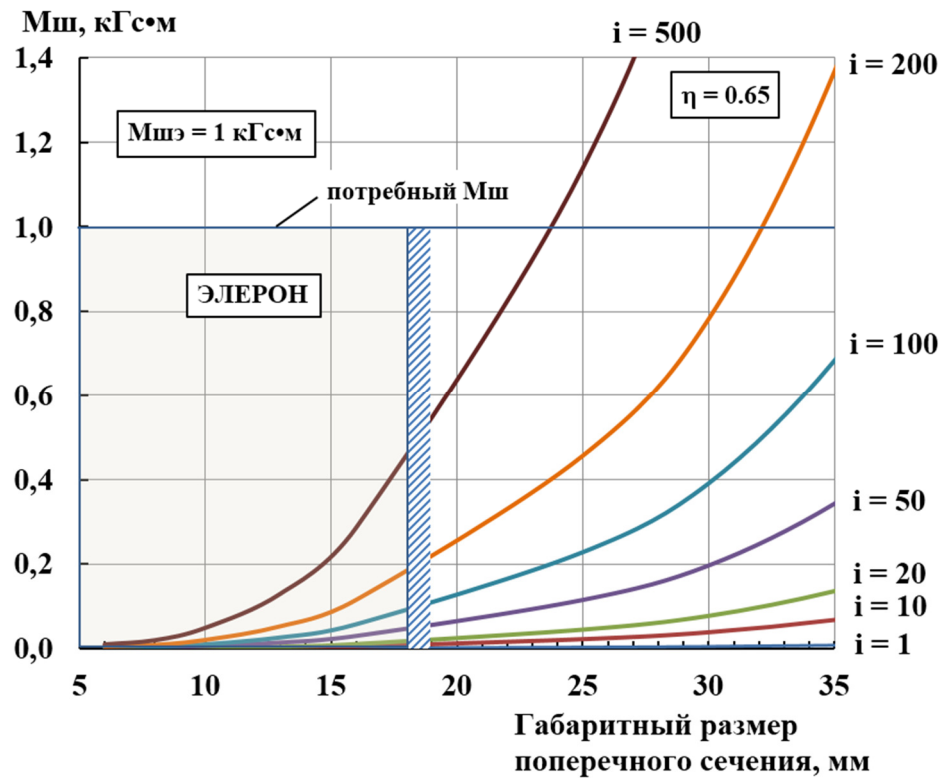


Рисунок 2.19 – Зависимость габаритов и крутящего момента электропривода при различных параметрах передаточного отношения редуктора

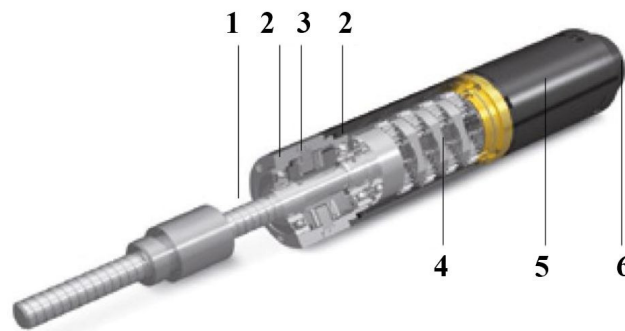


Рисунок 2.20 – Электродвигатель с винтовым редуктором:

- 1) винт, 2) радиальный подшипник, 3) осевой подшипник, 4) редуктор,
5) электродвигатель, 6) энкодер [60]

Исходными данными для расчета требуемых параметров электропривода с редуктором и винтовой передачей являются предварительно оцененная нагрузка, действующая на элерон аэродинамической полумодели во время испытаний (глава 1, §1.4), а также его угловая скорость (таблица 1.9). Далее, исходя из параметров кинематической схемы проводки управления, можно определить требуемые линейные усилия, развиваемые редуктором с винтовой передачей $F_{вп}$ [Н], необходимые для преодоления аэродинамической нагрузки, действующей

на отклоняемую поверхность со стороны воздушного потока, а также скорость перемещения $V_{\text{вп}}$ [мм/с] гайки винтовой передачи. Их значения определяют основные характеристики требуемого электродвигателя: крутящий момент $M_{\text{эд}}$ [мНм] и скорость вращения вала $n_{\text{эд}}$ [об/мин]. Взаимосвязь параметров электродвигателя и используемого совместно с ним редуктора с винтовой передачей описывают выражения (2.3) и (2.4):

$$M_{\text{эд}} = \frac{F_{\text{вп}} \cdot p}{2\pi \cdot i \cdot \eta}, \quad (2.3)$$

$$V_{\text{вп}} = \frac{n_{\text{дв}} \cdot p}{60 \cdot i}, \quad (2.4)$$

где p [мм] – шаг резьбы винтовой передачи; i – передаточное отношение редуктора; η – КПД винтовой передачи редуктора.

Учитывая параметры кинематической схемы передаточного механизма (рисунок 2.21), определяется развиваемая приводом скорость отклонения элерона $d\varphi_{\text{э}}/dt$:

$$\frac{d\varphi_{\text{э}}}{dt} = \frac{V_{\text{вп}} \cdot \varphi}{L} \quad (2.5)$$

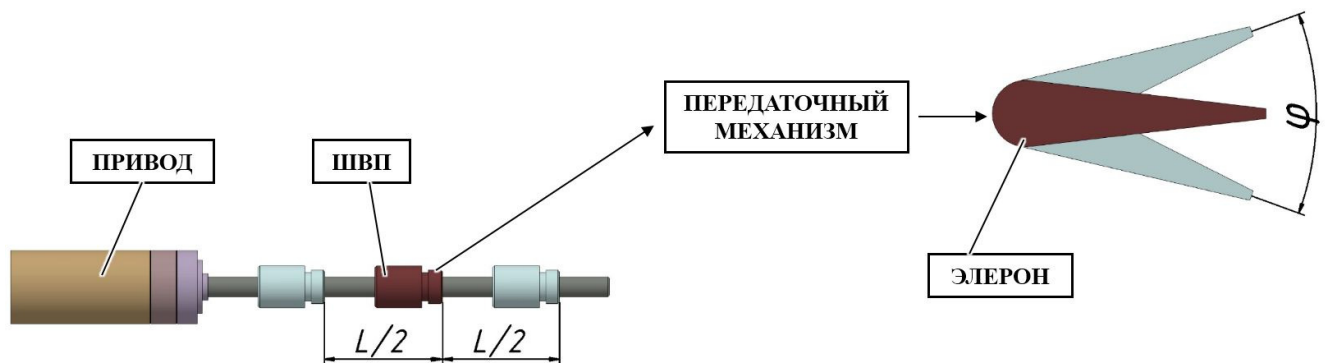


Рисунок 2.21 – Кинематическая схема системы дистанционного отклонения с электроприводом

Проведенное рассмотрение высокооборотных электрических сервоприводов, которые потенциально могут быть использованы в составе системы дистанционного отклонения, показало, что обеспечение требуемых шарнирных моментов механизации крыла возможно при включении в состав сервоприводов

высокомоментных редукторов, а также разработки передаточных механизмов проводки управления. В результате требуемый для их размещения в крыле внутренний объем возрастает (рисунок 2.19). Сервоприводы могут быть размещены в корневой части консоли крыла. Введение проводки управления для дистанционного отклонения элерона с электроприводом, порождает наличие люфтов, что негативно сказывается на точности позиционирования механизации крыла в процессе эксперимента. Становится необходимым рассмотрение в качестве силового привода СДУ гидравлического привода высокого давления, исполнительный элемент которого (гидроцилиндр) может иметь меньшие, чем электрический привод, габариты при одних и тех же развиваемых рабочих усилиях.

2.4.2 Гидравлический привод

Гидравлический привод представляет собой установку, включающую в себя насос, резервуар с рабочей жидкостью и трубопроводы для ее подачи, фильтр, средства управления и регулирования, гидроцилиндр [61]. Принципиальная схема линейного гидравлического привода показана на рисунке 2.22 [62].

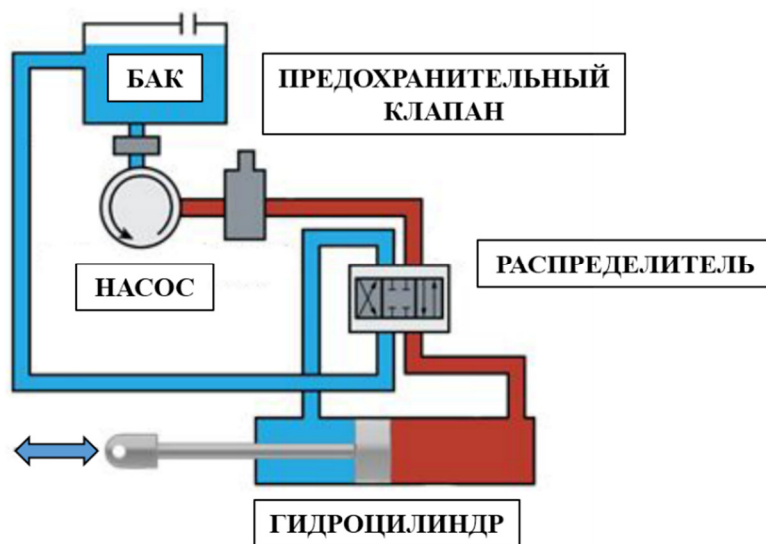


Рисунок 2.22 – Принципиальная схема линейного гидропривода

Жидкость из насоса через фильтр, предотвращающий попадание продуктов износа и других загрязнителей в систему, и распределитель подается в одну из

полостей гидроцилиндра (поршневую или штоковую), перемещая шток в положения «выдвинуто» или «втянуто». Вытесняемая жидкость по сливным трубопроводам удаляется в бак. При повышении давления жидкости сверх установленной величины открывается предохранительный клапан и жидкость от насоса через него сливается в бак [63,64].

При комплектации системы дистанционного управления гидравлическим приводом в непосредственной близости к отклоняемой поверхности требуется расположение только его исполнительного элемента – гидроцилиндра (рисунок 2.23). Питающий элемент (насосный агрегат), регулирующий клапан (сервораспределитель), контроллер управления могут быть вынесены в фюзеляж, или, при обеспечении пропускной способности гидромагистрали, за пределы рабочей части аэродинамической трубы.

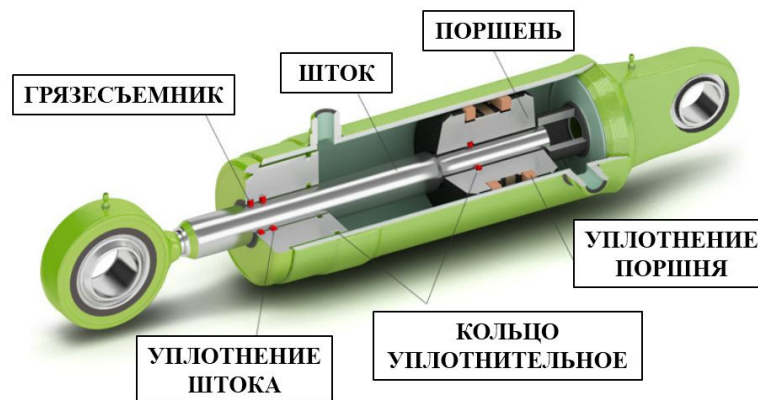


Рисунок 2.23 – Принципиальная схема исполнительного гидроцилиндра

Основными параметрами, влияющими на размеры гидроцилиндра, являются геометрические параметры (диаметры) поршня и штока, а также требуемый диапазон его хода. Однако в широкой продаже гидроцилиндров, удовлетворяющих по габаритам размещению в нише для отклонения элерона, не представлено. В связи с этим, становится необходима разработка и изготовление компактного специализированного гидроцилиндра.

Исходными данными для разработки гидропривода, как и для электропривода, являются нагрузки, действующие на элерон, а также его потребная угловая скорость (таблица 1.9).

Габариты исполнительного элемента гидропривода высокого давления (гидроцилиндра) могут быть значительно меньше габаритов электропривода, при одинаковых обеспечиваемых усилиях. Его размещение возможно непосредственно вблизи отклоняемой поверхности, а, следовательно, необходимость в сложной, имеющей большое количество поворотных звеньев – потенциальных источников образования люфтов, проводки управления отсутствует. Кинематическая схема передаточного механизма, преобразующего возвратно-поступательные движения штока гидроцилиндра во вращательные движения элерона, показана на рисунке 2.24.

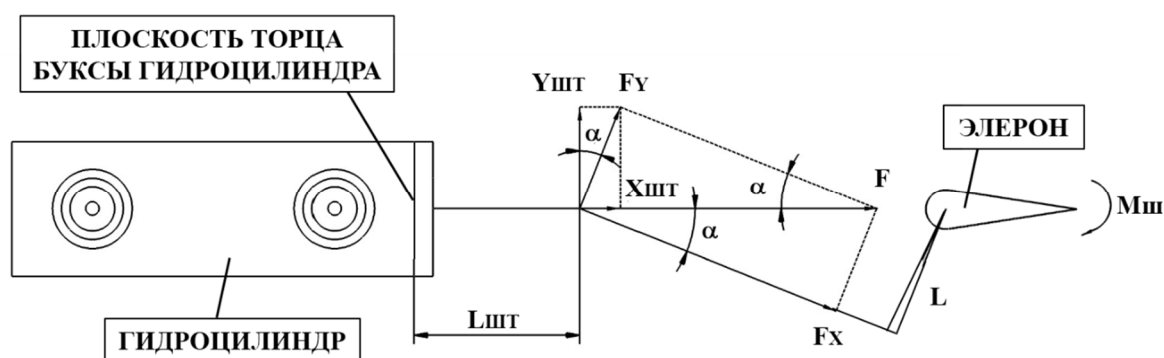


Рисунок 2.24 – Кинематическая схема системы дистанционного управления элерона с гидроприводом

Шарнирный момент $M_{ш}$ на элероне:

$$M_{ш} = F_x \cdot L, \quad (2.6)$$

где F_x – компонент развиваемой гидроцилиндром силы F в направлении оси передаточной тяги, соединяющей гидроцилиндр с элероном; L – расстояние между осью проушины тяги и осью вращения элерона.

Вектор силы F_x и развиваемое гидроцилиндром усилие связаны соотношением:

$$F = F_x \cdot \cos \alpha, \quad (2.7)$$

где α – угол между вектором F_x и силой F .

Определив F_x из (2.6) и подставив в выражение (2.7), получим соотношение для расчета требуемого усилия на штоке гидроцилиндра, необходимого для преодоления аэродинамической нагрузки на элероне (рисунок 2.25):

$$F = \frac{M_{ш}}{L \cdot \cos \alpha} \quad (2.8)$$

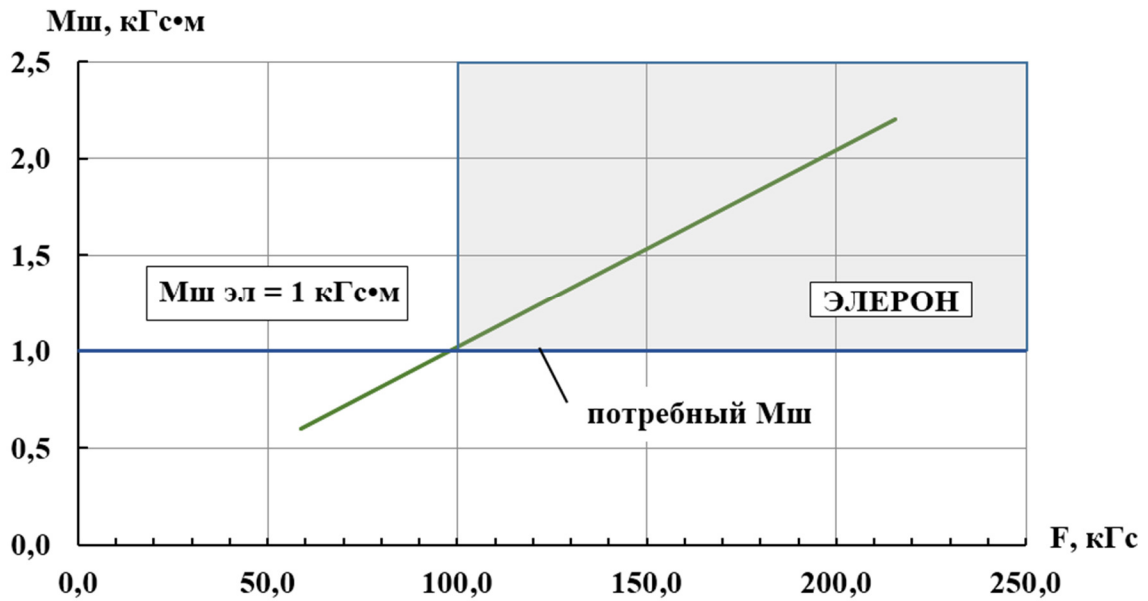


Рисунок 2.25 – Зависимость усилия на штоке гидроцилиндра от действующего шарнирного момента

При отклонении элерона на заданные углы изменяются геометрические параметры плеч кинематической схемы, что приводит к изменению необходимого для обеспечения требуемого шарнирного момента на элероне усилия на штоке гидроцилиндра (рисунок 2.26).

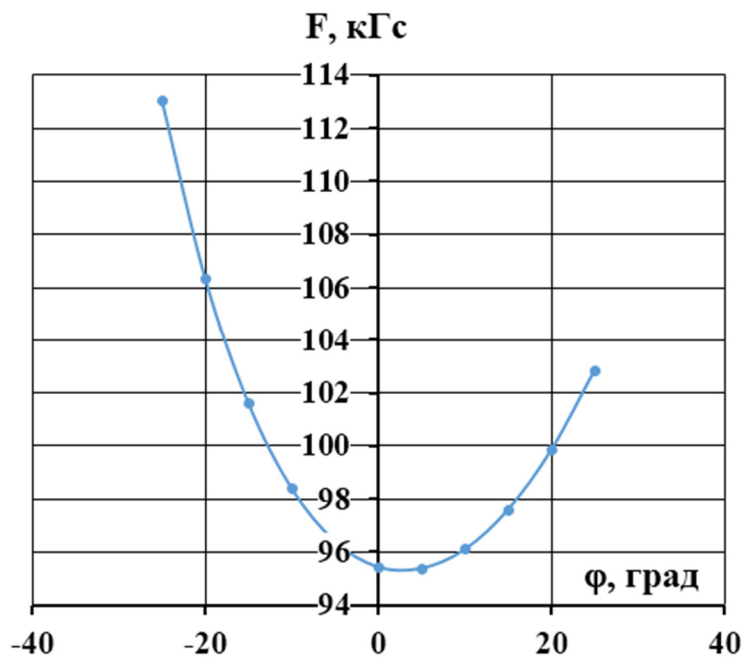


Рисунок 2.26 – Зависимость усилия на штоке гидроцилиндра от углового положения элерона

Зависимость развиваемого гидроцилиндром усилия F [кГс] от рабочего давления в системе p [кГс/см²] и рабочей площади поршня S [см²], без учета сопротивления уплотнений на штоке, поршне и сопротивления от вытекания гидравлической жидкости из нерабочей полости, описывается выражением:

$$F = p \cdot S. \quad (2.9)$$

Необходимо учитывать, что площади полезных сечений, на которые давит столб рабочей жидкости, для поршневой $S_{\text{п}}$ (при толкающем усилии) и штоковой $S_{\text{шт}}$ полости (при тянущем усилии) гидроцилиндра различны (рисунок 2.27) [65]:

$$S_{\text{п}} = \frac{\pi D^2}{4}, \quad (2.10)$$

$$S_{\text{шт}} = \frac{\pi(D^2 - d^2)}{4}, \quad (2.11)$$

где D – диаметр поршня; d – диаметр штока.

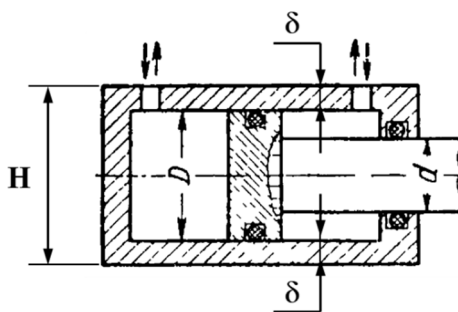


Рисунок 2.27 – Схема гидроцилиндра одностороннего действия

Обеспечение требуемых шарнирных моментов на элероне необходимо как при отклонении в положительном, так и в отрицательном угловых диапазонах. Поэтому для расчета минимально допустимого развиваемого усилия гидроцилиндра в качестве расчетной площади принимаем полезную площадь штоковой полости [66]. Тогда выражение (2.9) примет вид:

$$F = \frac{p\pi(D^2 - d^2)}{4}. \quad (2.12)$$

В гидросистемах, где существенной необходимостью является обеспечение компактности исполнительных агрегатов применяются давления от 200 до 280 кГс/см² [63].

Диаметр и материал штока d определим из условия удовлетворения прочностным характеристикам с четырехкратным коэффициентом запаса прочности, величина характерная для механизмов аэродинамической трубы. Схема нагружения штока проиллюстрирована на рисунке 2.28.

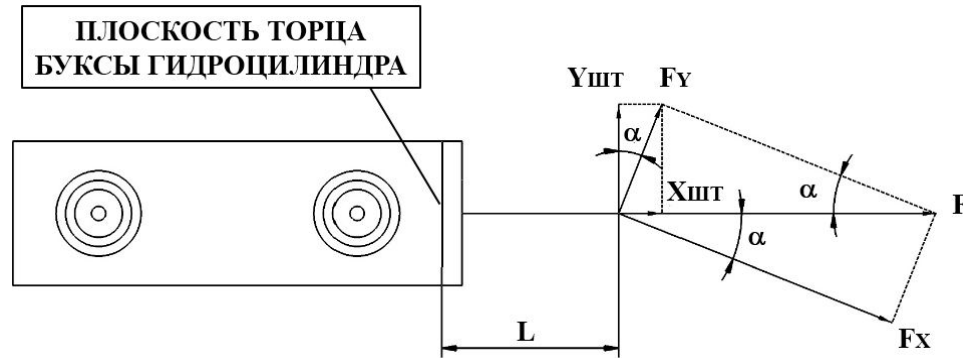


Рисунок 2.28 – Схема нагружения штока гидроцилиндра

Нормальная сила $Y_{шт}$ для штока:

$$Y_{шт} = F_y \cdot \cos \alpha \text{ или } Y_{шт} = \frac{F \cdot \sin 2\alpha}{2}. \quad (2.13)$$

Шток работает на изгиб и растяжение. Выражение для расчета предела прочности штока $\sigma_{шт}$ принимает вид:

$$\sigma_{шт} = \frac{M_{шт}}{W} + \frac{F}{S} \text{ или } \sigma_{шт} = \frac{Y_{шт} \cdot L}{0.1 \cdot d^3} + p \quad (2.14)$$

Подставим (2.13) в выражение (2.14) и найдем искомую величину d :

$$d = \sqrt[3]{\frac{F \cdot \sin 2\alpha \cdot L}{0.2 \cdot (\sigma_{шт} - p)}}, \quad (2.15)$$

где с учетом четырехкратного запаса прочности $\sigma_{шт} \leq \frac{\sigma_B}{4}$; σ_B – предел прочности материала штока.

Диаметр поршня определим, используя выражение (2.12):

$$D = \sqrt{\frac{4 \cdot F}{p \cdot \pi} + d^2}. \quad (2.16)$$

Предварительный анализ возможной кинематической схемы системы дистанционного отклонения с гидроприводом показал, что при выборе материала

штока гидроцилиндра с пределом прочности $\sigma_b = 140 \div 160$ кгс/мм², номинальном давлении в гидросистеме $p = 200$ кгс/см², толщине стенки корпуса $\delta = 2 \div 2.5$ мм, высота разрабатываемого гидроцилиндра H может быть равна ~ 15 мм (рисунок 2.29, 2.30), что полностью удовлетворяет требованиям (таблица 1.9) размещения во внутренних объемах крыла вблизи отклоняемого элерона.

Параметром, влияющим на скорость перемещения штока гидроцилиндра V , кроме геометрических размеров поршня и штока, является расход рабочей жидкости Q , поступающей в гидроцилиндр [67]:

$$V = \frac{Q}{S} \text{ или } V = \frac{4Q}{\pi(D^2 - d^2)}. \quad (2.17)$$

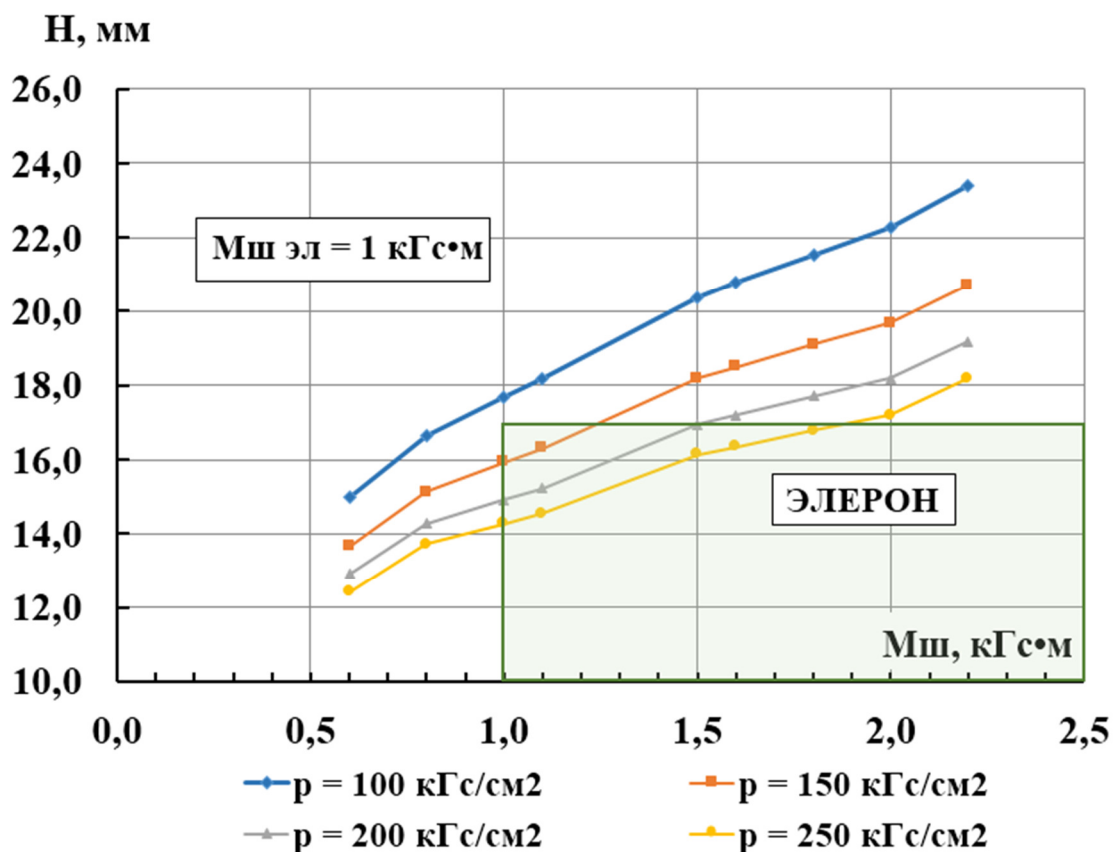


Рисунок 2.29 – Зависимость поперечного габарита H гидроцилиндра от действующего шарнирного момента $M_{ш}$ при различных рабочих давлениях

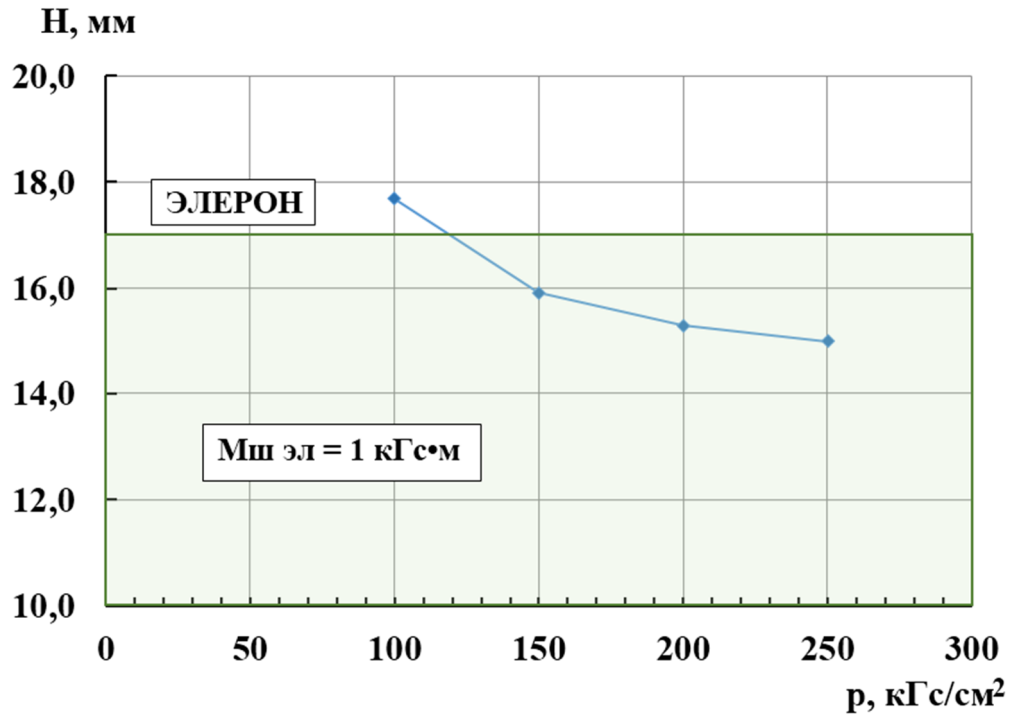


Рисунок 2.30 – Зависимость поперечного габарита H гидроцилиндра от давления p в гидросистеме

Таким образом, требуемая скорость перекладки отклоняемых аэродинамических поверхностей во время эксперимента при использовании гидравлического привода может быть обеспечена при подборе насосного агрегата рабочей станции с соответствующими показателями производительности Q . Размещение насосной станции внутри модели не требуется, все агрегаты гидросистемы кроме гидроцилиндра могут быть размещены вне рабочей части аэродинамической трубы.

Габариты гидроцилиндра обеспечивают его размещение во внутренних объемах консоли крыла полумоделей пассажирского и транспортного самолетов для испытаний в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128.

2.5 Разработка математической модели компактных тензометрических весов управляемого элерона аэродинамической полумодели

Измерение величин аэродинамических сил и моментов, действующих на модель и ее элементы в процессе экспериментальных исследований выполняются

тензометрическими весами. Тензометрические весы для измерения шарнирных моментов на органах управления и элементах механизации крыла ориентированы на их фиксированное закрепление кронштейнами на консоли крыла при проведении эксперимента. Принципиальная конструкция используемых в настоящее время тензовесов элерона показана на рисунке 2.31.

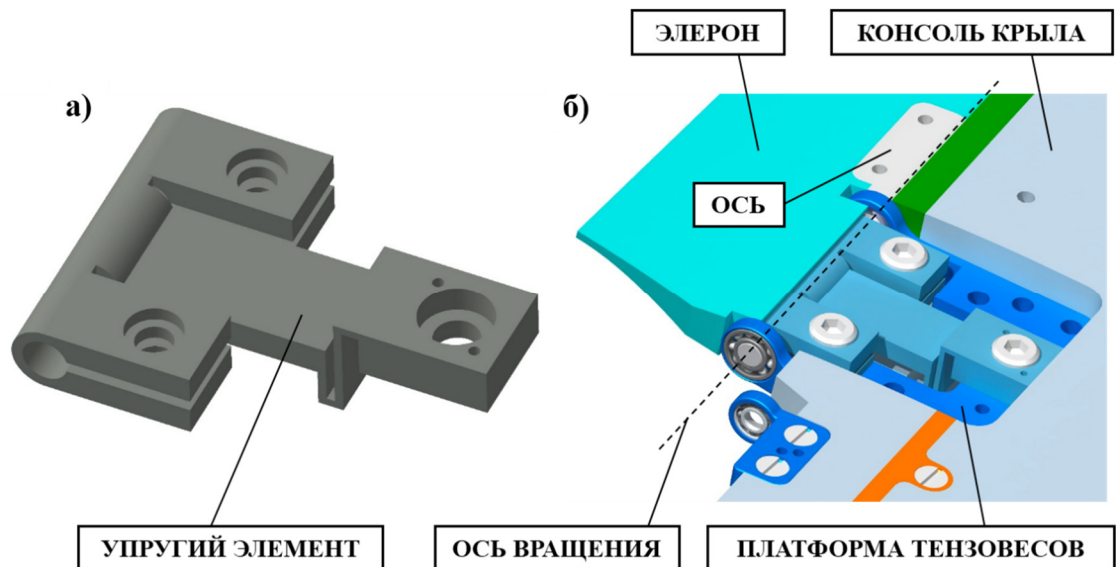


Рисунок 2.31 – Однокомпонентные тензометрические весы: общий вид (а), крепление на отклоняемой поверхности (б)

Весы выполняются в виде упруго-чувствительного элемента (измерительной балки или системы балок). Один конец тензовесов закрепляется на консоли крыла, другой на элероне. Установка элерона на требуемый угол производится при ослаблении крепежных винтов клеммных зажимов тензовесов, путем поворачивания его оси на заданный угол [25].

Аэродинамические силы, действующие на элерон, вызывают деформации упругого элемента, регистрируемые тензорезисторами [68]. Определение соответствия электрических сигналов действующим силам обеспечивается при проведении специальной градуировки на стенде.

При наличии в составе аэродинамической модели системы дистанционного управления отклоняемыми поверхностями, в нашей реализации – элероном, появляется необходимость измерения действующих аэродинамических нагрузок при изменении угла установки в процессе эксперимента. Традиционные тензометрические весы, описанные выше, из-за особенностей своей конструкции

не могут быть применены в моделях с системой дистанционного управления. При их использовании смена углового положения отклоняемой поверхности может быть осуществлена только после прерывания аэродинамического эксперимента. В связи с этим, становится необходима разработка конструкции тензовесов нового типа, включаемых в состав проводки управления системы дистанционного отклонения элероном и способными производить измерения действующей нагрузки во всем диапазоне его отклонения.

2.5.1 Концепция тензометрических весов для измерения шарнирного момента, действующего на отклоняемый в процессе эксперимента элерон

Одним из основных ограничений при проектировании компактных тензометрических весов, встраиваемых в проводку управления, является необходимость их размещения в обводах модели. Уменьшение габаритов тензометрических весов может быть достигнуто за счет сокращения размеров деформируемого упругого элемента при удовлетворении требований к прочности и жесткости. Это может быть выполнено за счет уменьшения длины измерительных балок L , величина которых складывается из длины тензорезистора вместе с монтажной подложкой L_T , длины контактной площадки для распайки электропроводов $L_{КП}$ и минимальных отступов от торцов основы тензовесов $L_{от}$ (рисунок 2.32), а также за счет использования в конструкции тензовесов особо прочной стали.

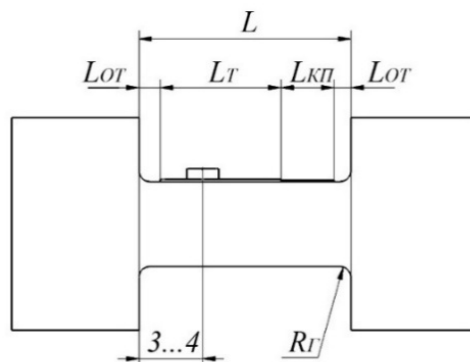


Рисунок 2.32 – Упругий блок тензовесов

Минимальный радиус перехода от измерительной балки к основе тензовесов R_t , продиктованный требованиями конструирования и технологией изготовления деталей из высокопрочных сталей, составляет не менее 0.5 мм [69]. Это связано с одной стороны с повышенной чувствительностью таких сталей к концентрации напряжений, с другой с их влиянием на измерительные свойства используемых тензорезисторов, максимальное напряжение под которыми не должно превышать $40 \div 60 \text{ кгс/мм}^2$. Минимальный отступ тензорезистора от торцевой поверхности их основания составляет $3 \div 4 \text{ мм}$. Определим величину необходимого отступа и получим приближенное значение минимально возможной длины $L_{\min}$ упругого блока:

$$L_{\min} = L_t + L_{\text{кп}} + 2L_{\text{от}}. \quad (2.18)$$

Метрологические характеристики тензовесов в значительной степени зависят от жесткости упругого блока. Упругие деформации от приложенных нагрузок изменяют геометрические параметры весов. При уменьшении жесткости повышается амплитуда колебаний (вибраций) элерона под действием переменных нагрузок, вызываемых неравномерностью потока, обтекающего модель. Вибрации вносят в некоторых случаях существенные динамические погрешности в измерения. Для улучшения метрологических характеристик деформации тензовесов по степеням свободы необходимо ограничивать. За критерий жесткости компактных тензометрических весов можно принять частоту собственных колебаний, которая должна быть выше значения, определяемого возможностью регистрирующей аппаратуры подавлять динамическую составляющую полезного сигнала. Увеличение жесткости и, следовательно, повышение частоты собственных колебаний тензовесов может быть получено при уменьшении длины измерительных балок упругого блока. Параметры компактных тензометрических весов, кроме указанных выше требований, должны отвечать и требованию необходимой чувствительности, диктуемой точностью измерений компонентов аэродинамической нагрузки.

На рисунке 2.33 показана зависимость частоты собственных колебаний f упругого блока тензометрических весов и его прогиба δ от жесткости C [70]. Повышение жесткости ведет к росту частоты собственных колебаний при снижении возникающей в трубном эксперименте амплитуды колебаний отклоняемой поверхности, установленной на тензометрических весах, и, соответственно, к снижению погрешности измерений [71].



Рисунок 2.33 – Зависимость частоты собственных колебаний и прогиба измерительного блока от жесткости системы

Основным требованием к разрабатываемым тензовесам является обеспечение возможности их перемещения и фиксации в требуемых положениях в процессе эксперимента вместе с отклоняемым элероном, в конструкцию которого они встраиваются. Решение данной задачи может обеспечить конструкция упругого блока в виде связанных между собой двух деформируемых измерительных балок (рисунок 2.34).

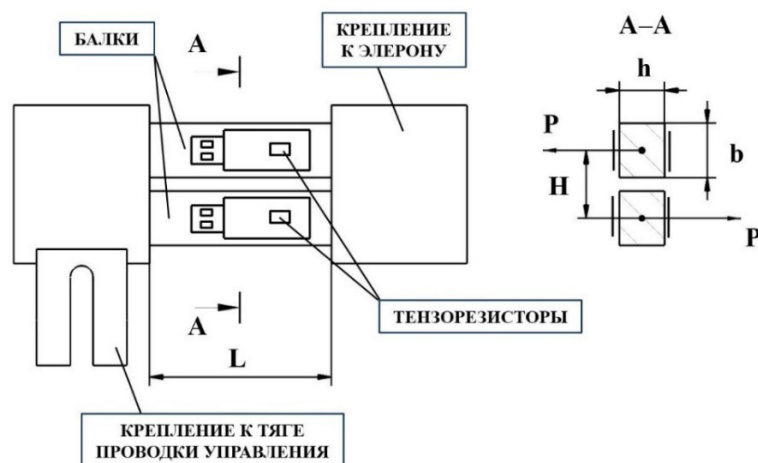


Рисунок 2.34 – Схема упруго блока отклоняемых совместно с элероном тензовесов

Предварительная проработка конструкции дистанционно отклоняемого в Т-128 элерона аэродинамической полумодели предполагает его закрепление на консоли крыла при помощи поворотных петель, в которых располагаются шариковые радиальные однорядные подшипники. Использование подшипников позволяет минимизировать трение при повороте отклоняемой поверхности на требуемые углы и снизить его влияние на качество измерения аэродинамической нагрузки. Передача движения от управляющего привода к элерону осуществляется при помощи передаточного механизма, выходное звено которого наиболее просто соединяется с проушиной типа «вилка» на элероне (рисунок 2.35). Тензovesы в конструкции выполняют функцию передаточного звена проводки управления.

Таким образом общая концепция малогабаритных тензovesов, отклоняющихся вместе с элероном во время испытаний, заключается в том, что при воздействии на тензovesы внешней нагрузки, компоненты силы, направленные по главным осям исследуемого объекта, одновременно воспринимаются всеми балками упругого блока. Компоненты силы распределяются по балкам пропорционально их жесткостям. На основании этого последовательно могут быть вычислены необходимые параметры измерительных балок.

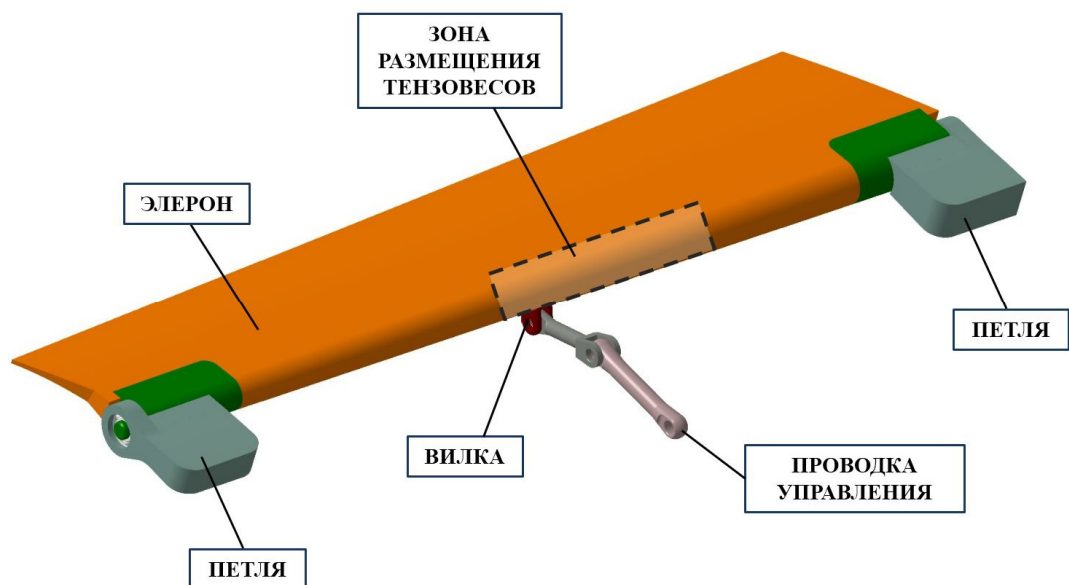


Рисунок 2.35 – Схема установки тензovesов, встраиваемых в проводку управления, на элероне

2.5.2 Математическая модель компактных тензометрических весов, встраиваемых в конструкцию элерона, отклоняемого в процессе эксперимента

Основным назначением математической модели является установление связи между геометрическими параметрами крыла и элерона аэродинамической модели и конструктивными параметрами тензометрических весов. Получим методику расчета основных параметров компактных поворотных тензометрических весов в общем виде.

Суммарная жесткость линейных C^J [кГс/мм] и угловых C^J [кГс·мм/рад] отклонений системы упругих балок в направлениях действия компонентов внешней силы J , приложенной к измерительной головке тензовесов:

$$C^J = \sum C_j^J \quad \text{или} \quad C^J = \sum \frac{n_i \cdot J}{\theta_j^J} + \sum \frac{J}{\sum \frac{\theta_j^J}{n_i}}, \quad (2.19)$$

где C^J – жесткость системы измерительных балок в направлении действия компонентов J , [кГс/мм] или [кГс·мм/рад]; $J = X, Y, Z, M_x, M_y, M_z$ – компоненты внешней силы, приложенной к измерительной головке тензовесов относительно выбранного начала системы координат, [кГс] или [кГс·мм];

C_j^J – общая жесткость идентичных балок в направлении действия компоненты силы, [кГс/мм] или [кГс·мм/рад];

$j = 1, 2, 3 \dots 6$ – порядковый номер компоненты внешней силы J ;

$\sum \frac{n_i \cdot J}{\theta_j^J}$ – сумма жесткостей параллельно расположенных балок, [кГс/мм] или [кГс·мм/рад];

n_i – количество идентичных балок упругого блока тензовесов;

$i = 1, 2, 3 \dots n$ – порядковый номер идентичных балок тензовесов;

θ_j^J – линейное или угловое отклонение балки в направлении действия компонента J , [мм] или [рад];

$\sum \frac{J}{\sum \frac{\theta_j^J}{n_i}}$ – сумма жесткостей последовательно расположенных балок,

[кГс/мм] или [кГс·мм/рад].

Долевая часть нагрузки, действующей на идентичные балки от компонента J :

$$J_j = \frac{C_j^J J}{C^J}, \quad (2.20)$$

где J_j – j -ый компонент внешней силы, приложенный к измерительной головке тензовесов, [кГс] или [кГс·мм].

Напряженное состояние σ_i^J [кГс/мм²] балки от воздействия долевой части компонента J :

– при растяжении-сжатии:

$$\sigma_i^J = \frac{J_j}{n_i \cdot F_i}, \quad (2.21)$$

где F_i – площадь сечения i -ой балки, [мм²].

– в заделке при изгибе:

$$\sigma_i^J = \frac{J_j L_i}{n_i \cdot W_i}, \quad (2.22)$$

где L_i – длина i -ой балки, [мм]; W_i – момент сопротивления изгибу сечения i -ой балки, [мм³].

Выходной сигнал от электрической мостовой схемы канала измерения, собранного из тензорезисторов, расположенных на поверхностях измерительных балок:

$$\Delta U^J = U_{\text{пит}} \cdot S \cdot \frac{\sigma_{i.\text{сиг}}^J}{E}, \quad (2.23)$$

где $U_{\text{пит}}$ – напряжение питания тензомоста канала измерения компонента, [В]; S – тензочувствительность тензорезистора; $\sigma_{i.\text{сиг}}^J$ – напряженное состояние балки под тензорезистором; E – модуль упругости материала тензовесов, [кГс/мм²].

На основании разработанной методики и алгоритма расчета основных показателей качества выполним проектирование компактных тензометрических весов, встраиваемых в проводку управления системы дистанционного отклонения и отклоняемых совместно с элероном в процессе аэродинамических испытаний.

Упругий блок тензовесов представлен двумя идентичными горизонтальными балками с габаритами $b \times h \times L$. В процессе экспериментальных исследований в аэродинамической трубе крутящий (шарнирный) момент M_z , действующий на отклоняемую аэродинамическую поверхность передается на измерительные балки упругого блока, принуждая их претерпевать линейные δ и угловые φ деформации.

Согласно выражению (2.19) получим суммарную жесткость $C_{M_z}^\varphi$ балок упругого блока в направлении действия момента M_z :

$$C_{M_z}^\varphi = C_{M_z}^\delta + C_{M_z}^\psi, \quad (2.24)$$

где $C_{M_z}^\delta$ – жесткость идентичных измерительных балок при линейной деформации δ ; $C_{M_z}^\psi$ – жесткость идентичных измерительных балок при угловой деформации φ .

Рассчитаем последовательно жесткость упругого блока при линейных и угловых деформациях.

$$C_{M_z}^\delta = \frac{n^\delta M_z^\delta}{\varphi^\delta}, \quad (2.25)$$

где $n^\delta = 2$ – количество идентичных балок, претерпевающие линейные деформации δ ; M_z^δ – долевое значение крутящего момента; φ^δ – соответствующая угловая деформация от долевого значения крутящего момента M_z^δ .

Долевое значение крутящего момента каждой из балок в следствии линейной деформации представим в виде действующих на плече $H/2$ сил P . Получим суммарное значение M_z^δ для двух балок:

$$M_z^\delta = P \cdot H. \quad (2.26)$$

Значения угловой деформации φ^δ от долевого значения крутящего момента M_z^δ малы, тогда для углов, измеряемых в радианах, справедливо следующее утверждение (рисунок 2.36):

$$\varphi^\delta = \operatorname{tg} \varphi^\delta \text{ или } \varphi^\delta = \frac{2\delta}{H} . \quad (2.27)$$

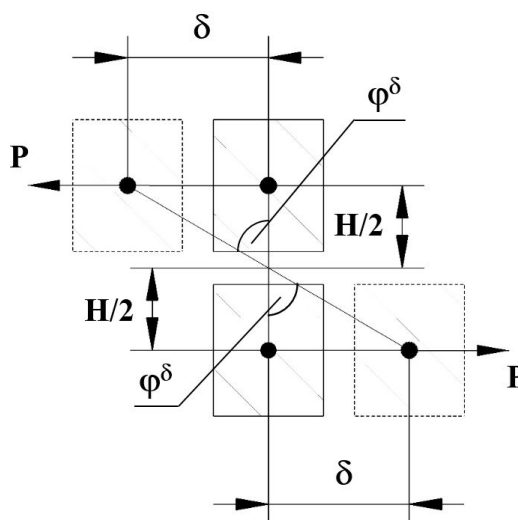


Рисунок 2.36 – К расчету угла деформации от долевого значения крутящего момента M_z^δ

Схема нагружения балок – «Нагрузка, сосредоточенная на не поворачивающемся конце» (рисунок 2.37). Величина прогиба δ каждой из балок представим в виде [72]:

$$\delta = \frac{PL^3}{12EI} , \quad (2.28)$$

где E – модуль упругости материала тензовесов; $I = \frac{bh^3}{12}$ – момент инерции поперечного прямоугольного сечения балки; L – длина балки.

Подставив выражения (2.26) – (2.28) в (2.25), получим:

$$C_{M_z}^\delta = \frac{H^2 E b h^3}{L^3} . \quad (2.29)$$

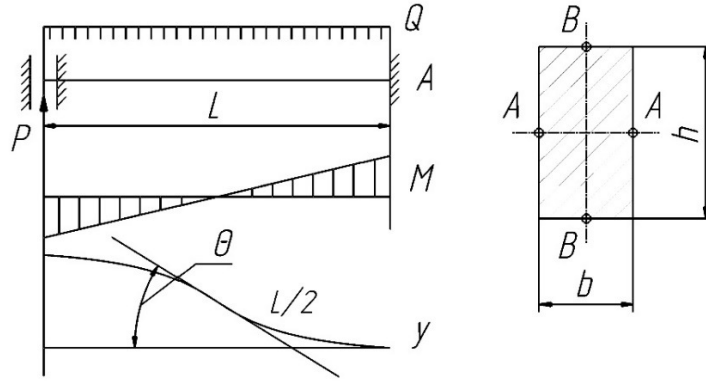


Рисунок 2.37 – Схема нагружения «Нагрузка, сосредоточенная на не поворачивающемся конце»

Вычислим жесткость измерительных балок при угловых деформациях:

$$C_{M_z}^{\Psi} = \frac{n^{\Psi} M_z^{\Psi}}{\varphi^{\Psi}}, \quad (2.30)$$

где $n^{\Psi} = 2$ – количество идентичных балок, претерпевающие угловые деформации φ , M_z^{Ψ} – долевое значение крутящего момента; φ^{Ψ} – соответствующая угловая деформация от долевого значения крутящего момента M_z^{Ψ} .

Значения угловой деформации φ^{Ψ} от долевого значения крутящего момента M_z^{Ψ} рассчитаем по формуле [72]:

$$\varphi^{\Psi} = \frac{M_z^{\Psi} L}{GJ}, \quad (2.31)$$

где G – модуль упругости материала тензовесов при скручивании; $J = \beta b h^3$ – геометрический фактор жесткости прямоугольного сечения; β – коэффициент, определяемый в зависимости от геометрических параметров b и h сечения.

Подставив выражение (2.31) в (2.30), получим:

$$C_{M_z}^{\Psi} = \frac{2G\beta b h^3}{L}. \quad (2.32)$$

Суммарная жесткость балок упругого блока тензовесов в направлении действия момента M_z :

$$C_{M_z}^{\varphi} = \frac{H^2 E b h^3}{L^3} + \frac{2 G \beta b h^3}{L}. \quad (2.33)$$

Долевые значения крутящего момента:

$$M_z^{\delta} = \frac{C_{M_z}^{\delta} M_z}{C_{M_z}^{\varphi}}, \quad (2.34)$$

$$M_z^{\psi} = \frac{C_{M_z}^{\psi} M_z}{C_{M_z}^{\varphi}}. \quad (2.35)$$

Напряженное состояние измерительных балок от долевого значения крутящего момента M_z^{δ} , формирующее сигнальное напряжение тензорезисторов электрической мостовой схемы тензовесов:

$$\sigma_{M_z}^{\delta} = \frac{M_z^{\delta}}{W_{M_z}^{\delta}} \text{ или } \sigma_{M_z}^{\delta} = \frac{6 M_z^{\delta}}{b h^2}, \quad (2.36)$$

где $W_{M_z}^{\delta} = \frac{b h^2}{6}$ – момент сопротивления прямоугольного сечения при изгибе.

Напряженное состояние измерительных балок от долевого значения крутящего момента M_z^{ψ} , действующее в поперечном направлении тензорезисторов:

$$\tau^{M_{кр}^{\psi}} = \frac{M_z^{\psi}}{n^{\psi} W_{M_z}^{\psi}} \text{ или } \tau^{M_{кр}^{\psi}} = \frac{M_z^{\psi}}{n^{\psi} \cdot \alpha b h^2}, \quad (2.37)$$

где $W_{M_z}^{\psi} = \alpha b h^2, b \geq h$ – момент сопротивления прямоугольного сечения при кручении; α – коэффициент, выбираемый в зависимости от соотношения длин прямоугольного сечения.

Напряженное состояние от долевого значения M_z^{ψ} , не участвует в формировании сигнального напряжения тензовесов, однако вносит вклад в

суммарное напряженное состояние измерительных балок и влияет на запас их прочности.

Векторы напряжений σ_{Mz}^{δ} и σ_{Mz}^{ψ} направлены перпендикулярно друг другу. Отсюда общее напряженное состояние балок σ_{Mz}^{Σ} равно:

$$\sigma_{Mz}^{\Sigma} = \sqrt{(\sigma_{Mz}^{\delta})^2 + 3 \cdot (\tau_{Mz}^{\psi})^2} . \quad (2.38)$$

Исходя из условий обеспечения необходимого запаса прочности всех элементов аэродинамической полумодели предел прочности σ_B материала основы тензочувствительных (тензоэлементов), должен быть не менее чем в 4 раза выше максимально возможного напряженного состояния его балок:

$$\eta = \frac{\sigma_B}{\sigma_{Mz}^{\Sigma}} \geq 4 . \quad (2.39)$$

При воздействии на измерительные балки долевого значения M_z^{δ} крутящего момента они претерпевают S-образную деформацию. Напряженное состояние вдоль балок распределяется линейно от центра балок (нулевое значение) к местам заделки тензочувствительных на консоли крыла и элероне (максимальное значение) (рисунок 2.38).

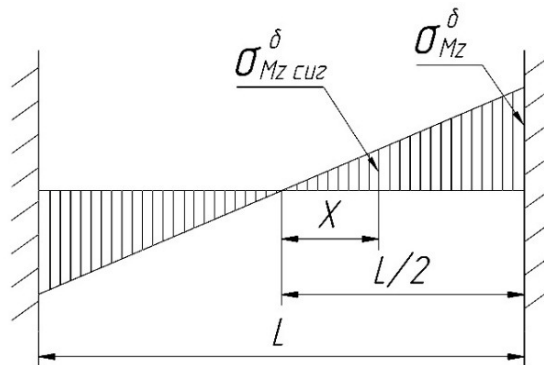


Рисунок 2.38 – Эпюра напряженного состояния измерительных балок от долевого значения крутящего момента M_z^{δ}

В зависимости от расположения тензорезисторов вдоль измерительных балок вычислим искомое сигнальное напряженное состояние $\sigma_{Mz}^{\text{сиг}}$:

$$\sigma_{Mz}^{\text{сиг}} = \frac{X}{L/2} \cdot \sigma_{Mz}^{\delta} . \quad (2.40)$$

Определим по формуле (2.23) выходной электрический сигнал $U_{Mz}^{\text{вых}}$ и коэффициент чувствительности K_{Mz} :

$$U_{Mz}^{\text{вых}} = U_{\text{пит}} \cdot S \cdot \frac{\sigma_{Mz}^{\text{сиг}}}{E} , \quad (2.41)$$

$$K_{Mz} = \frac{U_{Mz}^{\text{вых}}}{U_{\text{пит}}} . \quad (2.42)$$

На основании полученных формул и методики расчета основных параметров тензовесов, после уточнения параметров используемого силового привода и кинематической схемы передаточного механизма, может быть выполнено их конструирование.

Выводы к главе 2

1. Модификация конструкции консоли крыла аэродинамической полумодели, комплектуемой средствами дистанционного отклонения аэродинамическими поверхностями, требует изготовления ниш во внутренних объемах для установки сервоприводов и их комплектующих. В результате проведенной оптимизации определены геометрические параметры ниши в соответствии с требованиями по прочности консоли крыла.

2. Определена структура, принципиальная схема и предварительный состав оборудования для комплектации системы дистанционного отклонения элерона во время испытаний в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128. В него входят: компактный сервопривод, передаточный механизм, обеспечивающий связь между сервоприводом и отклоняемой поверхностью, датчик угла поворота, контроллер управления и тензометрические весы для измерения аэродинамической нагрузки, действующей на элерон при его управляемом отклонении в процессе эксперимента.

3. В качестве критериев выбора исполнительных силовых приводов для комплектации системы дистанционного управления элероном приняты: компактность по возможности размещения в нише во внутренних объемах консоли крыла модели; обеспечение требуемых усилий или крутящих моментов на валу для обеспечения управляемого движения элерона; высокая точность позиционирования и необходимая скорость углового перемещения. Данным критериям в полной мере удовлетворяют электрические приводы на основе коллекторных электрических двигателей постоянного тока, комплектуемые высокомоментными редукторами, и гидравлические приводы.

4. Размеры сервоприводов на основе высокооборотных электрических двигателей при удовлетворении требований по обеспечению углового движения элероном, имеют габариты, позволяющие разместить их на удалении, в корневой части консоли, обуславливая необходимость проводки управления для передачи движения на элерон. Предлагаемым требованиям, включая условия внутреннего размещения вблизи элерона, удовлетворяет гидропривод с напорным давлением в

системе $p = 200$ атм. Однако гидроцилиндры такой размерности серийно не производятся. Получены проектные соотношения, позволяющие оценить конструктивные параметры гидроцилиндра и выполнить его изготовление в опытном производстве.

5. Разработана математическая модель компактных тензометрических весов, встраиваемых в конструкцию дистанционно отклоняемого элерона аэродинамической модели. С ее применением может быть выполнено конструирование тензовесов, обеспечивающих измерение шарнирного момента, действующего на элерон в процессе управляемого движения.

Глава 3. Внедрение средств дистанционного управления элероном крупноразмерной полумодели магистрального пассажирского самолета для трансзвуковой аэродинамической трубы Т-128

Учитывая новизну реализации управления движением элерона в конструкции крупноразмерной полумодели для проведения экспериментальных исследований в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128, необходима апробация в лабораторных условиях управляющих систем с обоими типами сервоприводов и их отработка для практического применения в аэродинамическом эксперименте. Принимая во внимание высокую затратность пусков в Т-128 и дефицит времени ее оккупации, необходимая отработка возможна только вне трубы на стендах – имитаторах условий эксперимента, включая воспроизведение действующей воздушной нагрузки.

Принятый вариант сервопривода после апробации и отработки должен быть установлен на реальной крупноразмерной аэродинамической полумодели перспективного магистрального самолета для внедрения полученных в работе научных и технических результатов, а также подтверждения их практической эффективности.

3.1 Стенды-демонстраторы системы дистанционного управления элероном крупномасштабной полумодели с имитацией аэродинамической нагрузки для проведения внетрубной отработки

Требования, предъявляемые к стендам-демонстраторам системы дистанционного управления элероном:

1. Полномасштабное моделирование секции консоли крыла с размещением сравниваемых сервоприводов и обеспечивающих их работу систем.
2. Имитация нагрузки, действующей на элерон во время испытаний в аэродинамической трубе.
3. Моделирования проводки управления для передачи движения от сервопривода к элерону.

4. Оснащения средствами автоматизированного управления сервоприводами для отработки их технических характеристик, программного обеспечения (ПО) и интерфейса пользователя.

5. Оснащение стенда системой мониторинга основных параметров движения элерона [73].

Описание конструкции разработанных стендов-демонстраторов и результаты выполненной отработки даны в приложениях 1, 2. Апробация подтвердила работоспособность систем как с электро- так и с гидроприводом. Размещение выбранного электрического сервопривода (глава 2, §2.4.1) в соответствии с его габаритами в корневой части консоли было возможно только на расстоянии около ~ 1 м от элерона. Потребовалась разработка 12-звенной проводки управления, включающей передаточные механизмы в узлах изменения направления движения. Варианты разработанных механизмов с минимизированными по высоте габаритами показаны на рисунках П1.5 и П1.6 в приложении 1. Обеспечиваемый за счет высоких оборотов малогабаритного двигателя момент вращения, передаваемый на элерон, потребовал использования винтового редуктора, что ограничило точность углового позиционирования элерона до ± 0.36 град., в два раза ниже требуемой. Примененная система управления электроприводом близка к используемой на моделях для трубы малых скоростей Т-105.

Использование в системе обеспечения движения гидравлического привода давления ~ 200 кГс/см² позволяет получить его минимальные габариты при обеспечении требований к моментным характеристикам и мощности (глава 2, §2.4.2). Последовательно были доработаны конструкция прототипа, опытного образца и рабочего варианта гидравлического цилиндра (приложение 2, рисунки П2.1-П2.3, П2.12, П2.13). Скомплектована гидроаппаратура для проведения испытаний на стенде-демонстраторе (приложение 2, рисунки П2.14, П2.16-П2.19). Реализованный механизм передачи движения от штока гидроцилиндра к элерону – 2-звенный. Точность позиционирования углового

положения элерона составила до ± 0.175 град. при использовании 10-разрядного и до ± 0.044 град. при использовании 12-разрядного энкодера.

Характеристики систем дистанционного управления отклонением элерона на основе электрического и гидравлического сервоприводов, реализованные на стендах приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 Сравнительный анализ характеристик системы дистанционного отклонения элероном, реализованной на основе электрического и гидравлического сервоприводов

	Электрический привод	Гидравлический привод	
Габариты исполнительного элемента, мм	$\varnothing 46 \times 174$	35x47x15	
Длина проводки управления, мм	901.5	58.5	
Число звеньев в проводке управления, шт.	11	2	
Суммарный люфт, град.	0.8	Отсутствует	
Скорость перекладки элерона $d\varphi_{\text{э}}/dt$, град/сек.	128	147	
Номинальная точность позиционирования, град.	± 0.36	Разрядность энкодера	
		10	12
		± 0.175	± 0.044
Наличие в доступе	Производится серийно	Специальное изготовление	
Дополнительное оборудование	Источник электрического питания; блок управления	Гидравлическая станция; блок управления; блок редуционный; коммутационный блок; шкаф управления	
Работоспособность на стенде	Подтверждена	Подтверждена	

Проведенная отработка опытного образца гидроцилиндра и гидросистемы в целом позволила выявить и устранить их недостатки, обеспечив необходимую эксплуатационную технологичность, а также время непрерывной работы, соответствующей длительности экспериментов в Т-128.

3.2 Компактные тензометрические весы для измерения аэродинамических нагрузок на элероне при проведении экспериментальных исследований

Необходимым условием повышения информативности экспериментальных исследований на полумодели с управляемым отклонением элерона становится разработка конструкции и изготовление компактных (не выступающих за внешние обводы модели) тензометрических весов, обеспечивающих измерение аэродинамических нагрузок, действующих на элерон в процессе испытаний. Основой для разработки становится выполненный проект специальных тензовесов (глава 2, §2.5) и результаты его отработки на макете управления элероном с использованием сервопривода.

3.2.1 Компактные тензометрические весы

На базе разработанной математической модели, представленной в главе 2, для выбранной кинематической схемы системы дистанционного отклонения выполнена разработка компактных тензовесов, отклоняемых совместно с элероном аэродинамической полумодели во время испытаний в АДТ. Тензометрические весы предназначены для измерения шарнирного момента (компонента M_z полной аэродинамической силы), действующего на элерон в процессе аэродинамического эксперимента. Расчетный диапазон измеряемой нагрузки: $M_z = \pm 1$ кГс·м. Измерения проводятся в связанной с элероном системе координат.

Конструкционный материал весов – сталь 30Х2ГСН2ВМ (ВЛ-1). В качестве измерительных тензодатчиков применены константановые фольговые тензорезисторы НВМ LY11-1.5/350 с номинальным сопротивлением $R = 350$ Ом, образующие измерительный мост Уитстона [74]. Под действием аэродинамической нагрузки измерительные балки тензовесов вместе с наклеенными на них тензорезисторами деформируются. Тензорезисторы генерируют электрический сигнал, по которому отслеживают уровень деформаций балок, и, соответственно, текущие значения компонента M_z аэродинамической нагрузки. Температурная

компенсация измеряемой нагрузки проводится за счет введения в конструкцию термодатчика.

Принципиальным конструкторским решением для измерения моментов аэродинамических сил, действующих на элерон в процессе управляемого движения, стало включение тензовесов в проводку управления. Именно через них выполняется передача усилий со стороны гидроцилиндра при совместном с элероном вращении. Крепление тензовесов к элерону осуществляется посредством переходного кронштейна, в котором выполнено посадочное коническое отверстие (рисунки 3.1, 3.2).

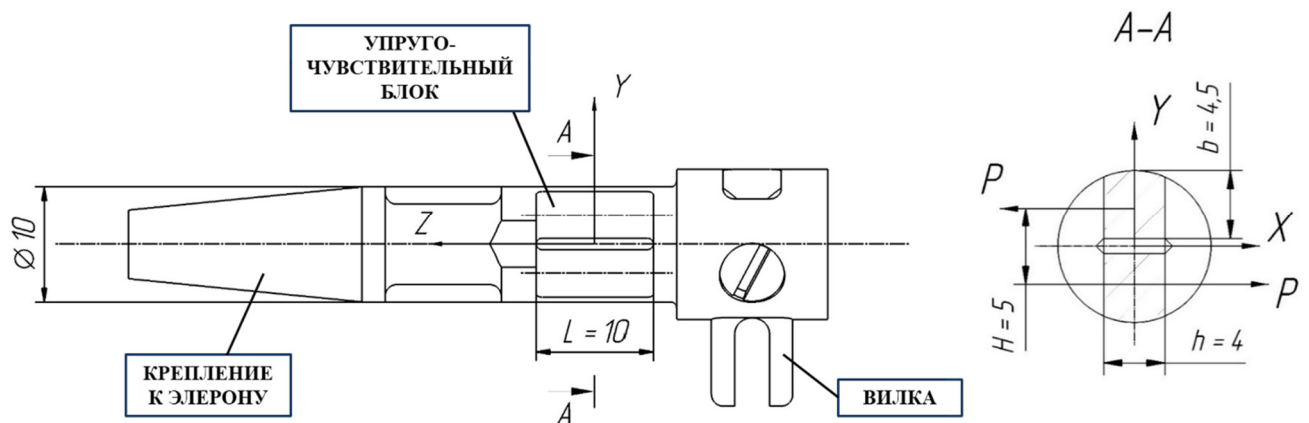


Рисунок 3.1 – Конструкция отклоняемых совместно с элероном тензовесов

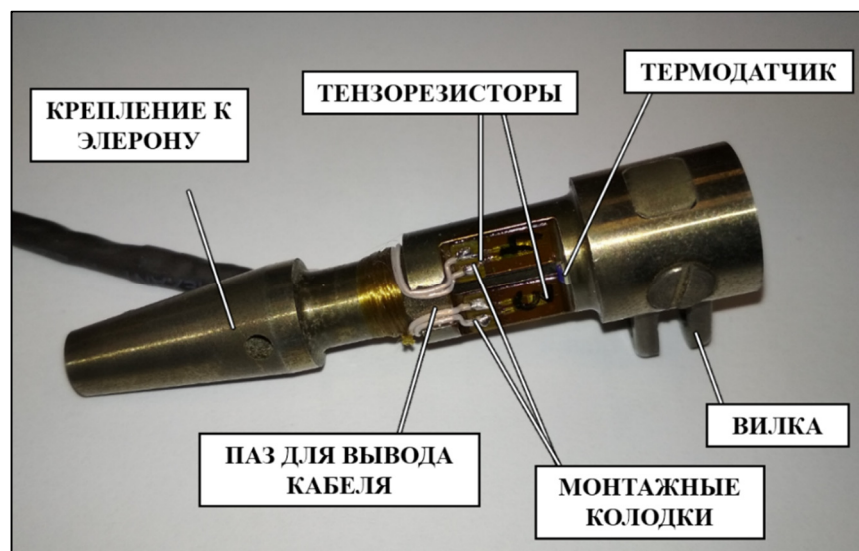


Рисунок 3.2 – Фотография изготовленных отклоняемых совместно с элероном тензометрических весов

Также кронштейн выполняет функцию защитного кожуха тензовесов. Передача движения от сервопривода системы дистанционного отклонения к

закрепленному на петлях элерону осуществляется передаточной тягой проводки управления и вилкой, входящей как отдельный элемент в конструкцию тензометрических весов (рисунок 3.3) [75, 76].

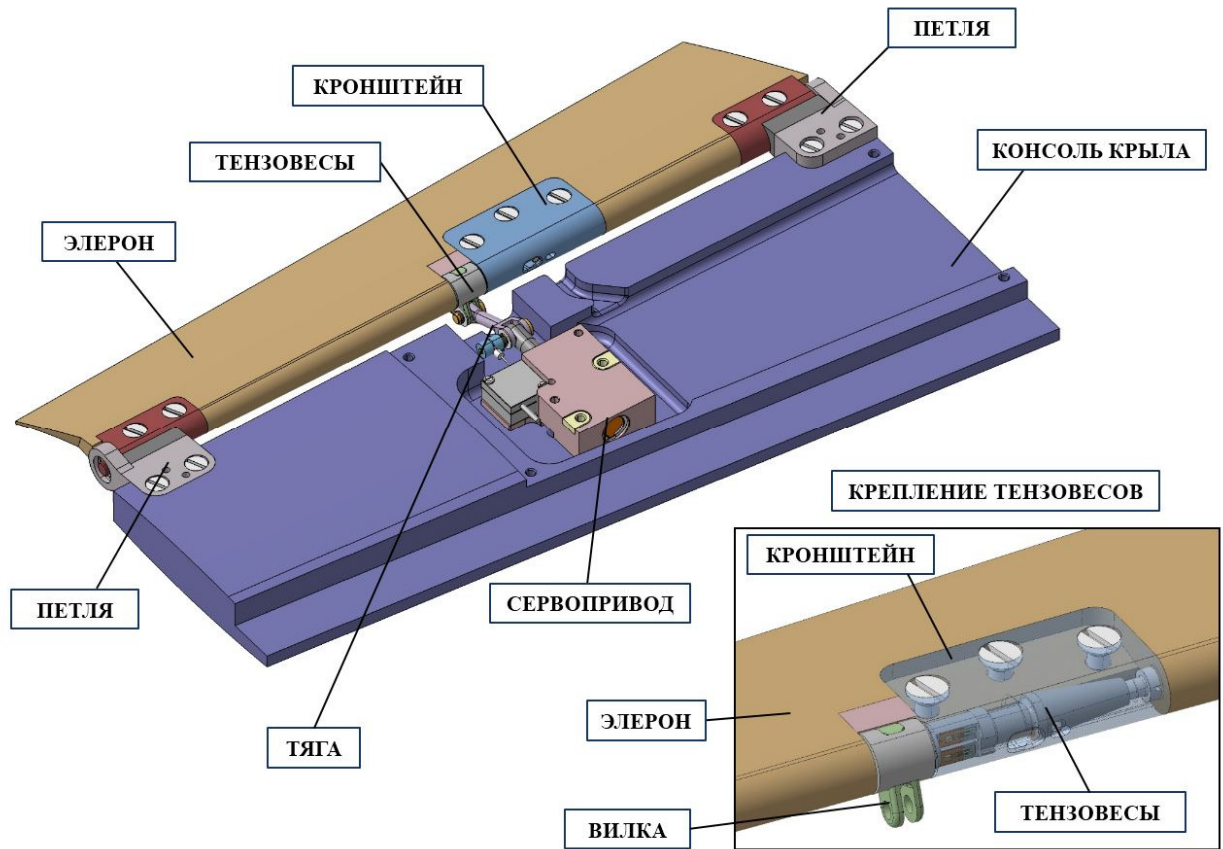


Рисунок 3.3 – Установка отклоняемых тензометрических весов на элероне

3.2.2 Калибровка тензометрических весов для измерения аэродинамических нагрузок на элероне в процессе его управляемого движения

На точность тензовесов влияют: погрешность нулевого показания, воспроизводимость нагружения, гистерезис и температурные погрешности. В процессе калибровки должен выполняться контроль двух параметров: погрешность установки нуля и изменение коэффициентов преобразования рабочих формул тензовесов. Основной задачей при этом является воспроизведение образцового усилия, действующего на тензометрические весы со стороны элерона.

Калибровка тензометрических весов выполнялась в три этапа: градуировка на специализированном стенде; калибровка в условиях закрепления тензовесов на

элероне, смонтированном на стенде-демонстраторе; заключительная калибровка на полумодели в аэродинамической трубе.

Для проведения градуировки (рисунок 3.4) была разработана специальная оснастка, позволяющая перейти от конусного крепления тензовесов к элерону к плоскому, обеспечивающему возможность закрепления нагрузочных устройств.

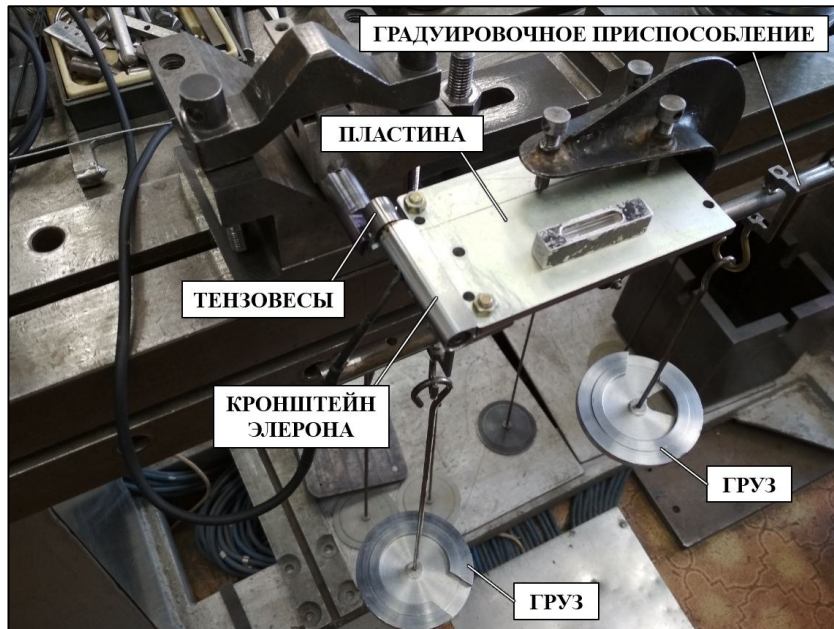


Рисунок 3.4 – Градуировка отклоняемых во время испытаний тензовесов элерона на специализированном стенде

Нагружение выполнялось при последовательном увеличении массы грузов на грузовых платформах градуировочного приспособления до максимального значения ожидаемых нагрузок. При этом непрерывно регистрировались показания измерительной аппаратуры. После достижения максимальной нагрузки одной полярности, производилось последовательное ее уменьшение и после перехода через нуль продолжалось нагружение моментом с обратным знаком до его предельного значения. Затем нагрузка последовательно уменьшалась. В результате были определены: значение нулевого сигнала тензомоста, зависимости показаний тензовесов от действующей нагрузки и аппроксимационные коэффициенты.

После обработки полученных данных и определения коэффициента чувствительности, были составлены рабочие формулы для определения шарнирного момента, действующей на элерон во время проведения трубных испытаний.

На втором этапе калибровки проводились поверочные нагружения при отклонении тензовесов совместно с элероном в лабораторных условиях вне аэродинамической трубы на фрагменте крыла, закрепленном на монтажной плите (рисунок 3.5а), завершающий этап – на полумодели, установленной в рабочей части Т-128 (рисунок 3.5б).

Принятая схема тензовесов и жесткость конструкции обеспечили требуемые метрологические характеристики, подтвержденные проведенной калибровкой. Тензометрические весы были включены в состав системы дистанционного управления отклонением элерона для проведения измерений действующего на него в процессе аэродинамических испытаний шарнирного момента.

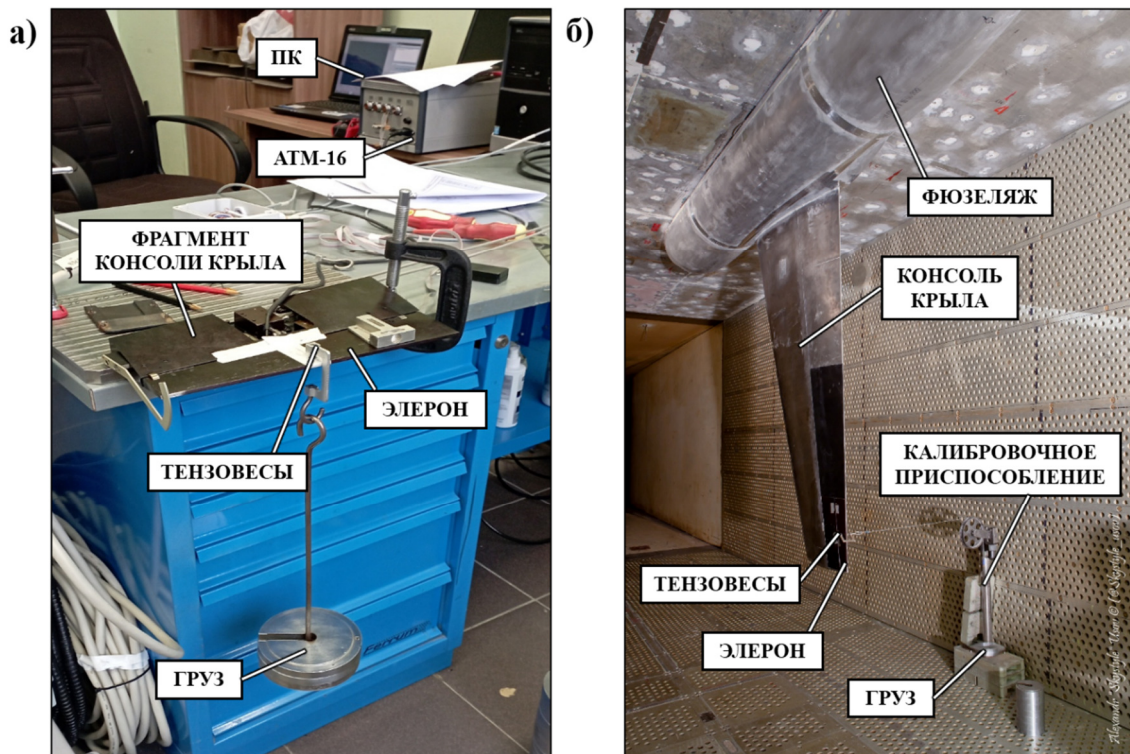


Рисунок 3.5 – Поверочные нагружения отклоняемых во время испытаний тензовесов элерона: в лабораторных условиях (а) и в АДТ Т-128 (б)

3.3 Аэродинамическая крупноразмерная полумодель перспективного магистрального самолета со средствами дистанционного управления элероном

Для внедрения системы дистанционного управления отклонением элерона в аэродинамический эксперимент была сконструирована и изготовлена полумодель

перспективного магистрального пассажирского самолета – демонстратора адаптивной взлетно-посадочной механизации крыла. Полумодель (рисунок 3.6) изготавливалась для проведения экспериментальных исследований в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128 при близких к натурным значениям числах Рейнольдса, в диапазоне чисел Маха $M = 0.2 \div 0.82$ и давлении в рабочей части $p_0 = 0.5 \div 2.0$ атм. Ее основные характеристики:

- полуразмах крыла $L = 2$ м;
- площадь базовой трапеции $S_{\text{тр}} = 1.4$ м²;
- длина средней аэродинамической хорды $b_A = 0.742$ м.

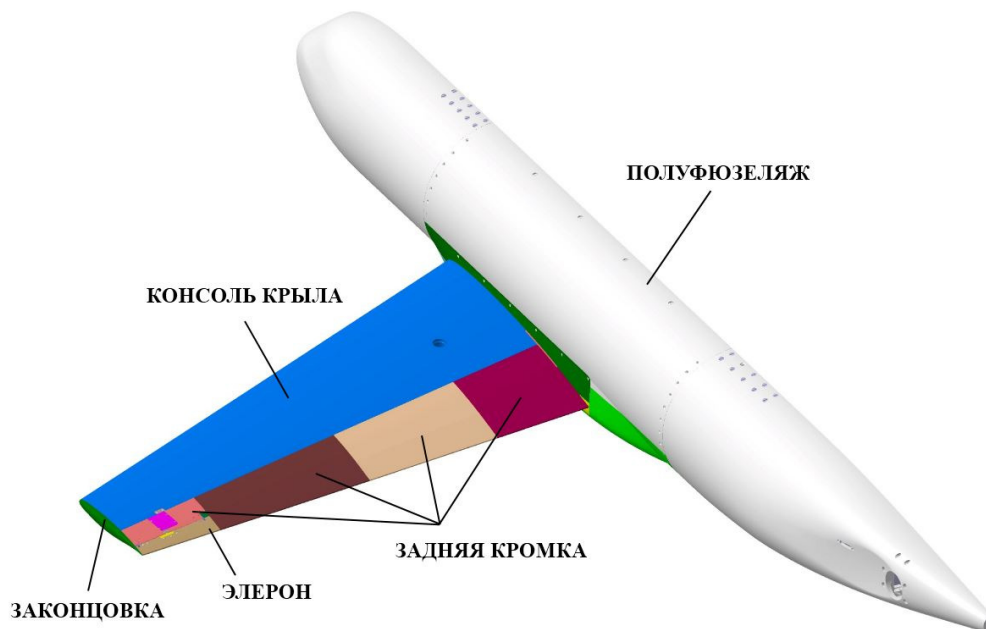


Рисунок 3.6 – Аэродинамическая полумодель-демонстратор адаптивной механизации с дистанционно отклоняемым элероном

Конструкция полумодели включает: консоль крыла со съемной трехсекционной задней кромкой и законцовкой; полуфюзеляж с пьедесталом. Для установки системы дистанционного управления отклонением элерона на полумодели была выполнена следующая доработка конструкции:

- изменена конструкция концевой задней кромки крыла для установки гидроцилиндра системы управления элероном;

- изготовлены ниши во внутреннем объеме консоли крыла, а также монтажные площадки в полуфюзеляже, для размещения гидравлического оборудования;
- выполнено оснащение полумодели измерительным оборудованием контроля угловых перемещений отклоняемого элерона;
- интегрированы в конструкцию тензометрические весы для измерения действующего на элерон со стороны воздушного потока шарнирного момента в процессе испытаний;
- выполнена прокладка гидравлических магистралей высокого давления от гидроцилиндра и блоков управления к гидростанции и организация проводки электрических кабелей к измерительному оборудованию;
- выполнена прокладка вне рабочей части аэродинамической трубы Т-128 коммуникаций к оборудованию модели и кабине управления.

3.3.1 Модификация конструкции крупномасштабной полумодели – демонстратора адаптивной механизации для комплектации ее системой дистанционного управления отклонением элерона

Геометрические характеристики элерона полумодели (рисунок 3.7):

- площадь $S_{\text{э}} - 0.019 \text{ м}^2$;
- средняя хорда $b_{\text{ср э}} - 0.06254 \text{ м}$;
- строительная высота $H_{\text{э}} - 0.0129 \text{ м}$;
- размах $L_{\text{э}} - 0.304 \text{ м}$.

Элерон выполнен вращающимся на петлях (рисунок 3.8), в которых располагаются шариковые радиальные однорядные подшипники. Данная конструкция обеспечивает минимальное трение при повороте элерона в заданном диапазоне углов отклонения ($-25^\circ \div +25^\circ$).

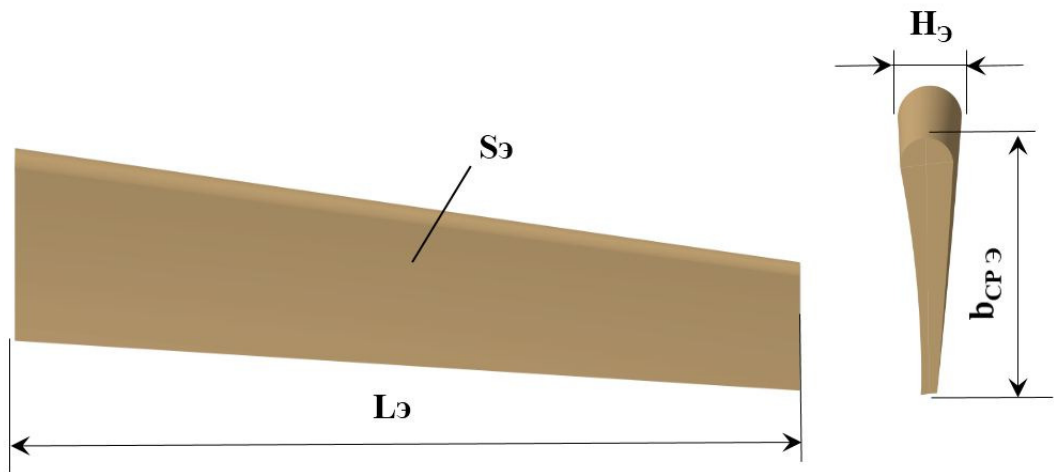


Рисунок 3.7 Геометрические характеристики элерона

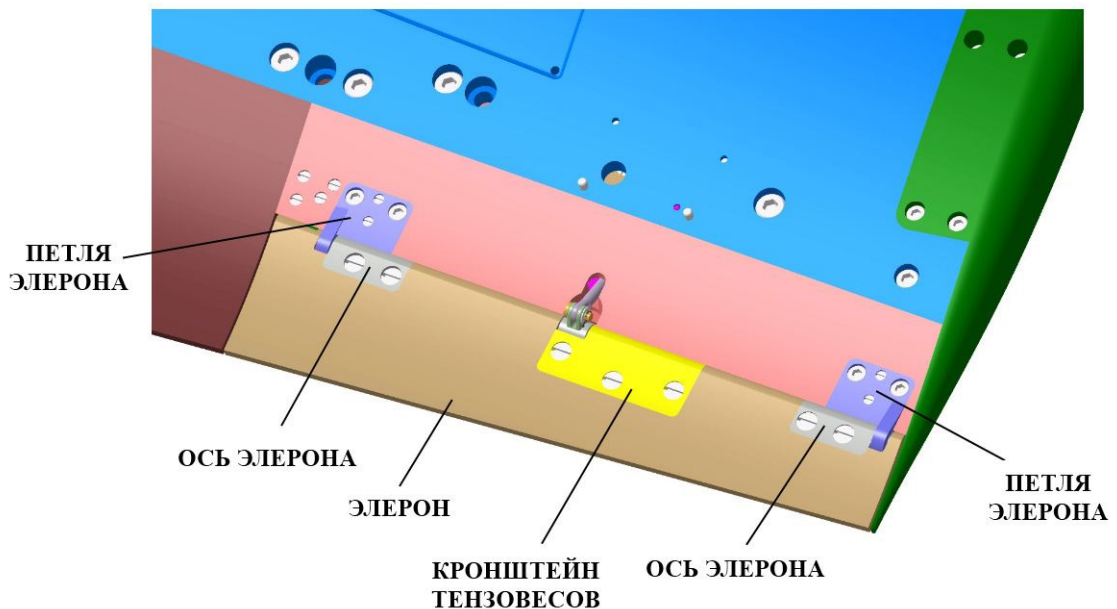


Рисунок 3.8 – Узел крепления отклоняемого элерона полумодели-демонстратора

Тензометрические весы (рисунок 3.9) выполнены как поворотная ось элерона, через которую производится передача движения от штока гидроцилиндра. Элерон закрепляется на весах коническим соединением. Гидроцилиндр соединяется с элероном посредством передаточной тяги (рисунок 3.10), преобразующей поступательное движение штока гидроцилиндра в поворотное движение элерона на заданный угол. Жесткость системы обеспечивает требуемую повторяемость зависимости угла поворота отклоняемой поверхности от хода штока гидроцилиндра.

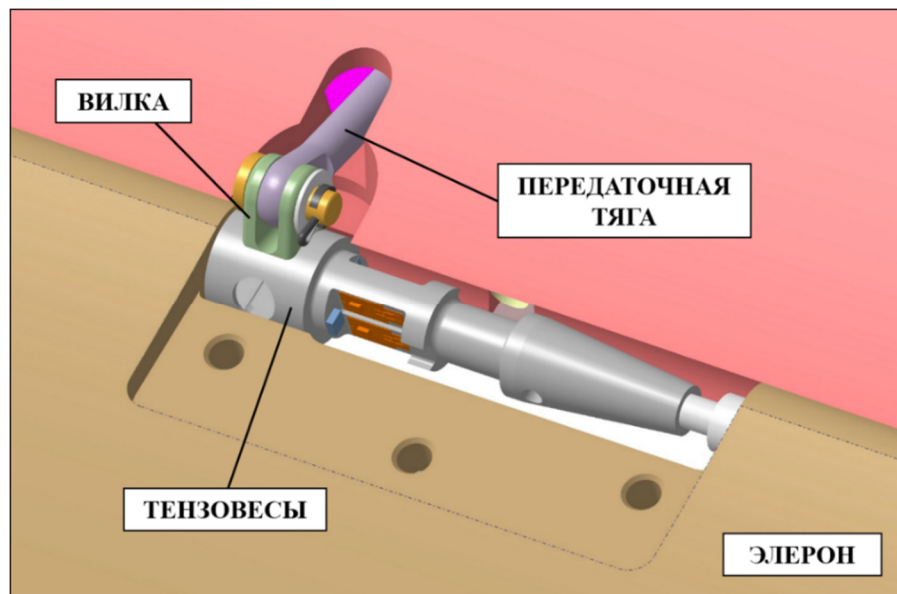


Рисунок 3.9 – Установка тензовесов элерона на полумодели (кронштейн тензовесов условно не показан)

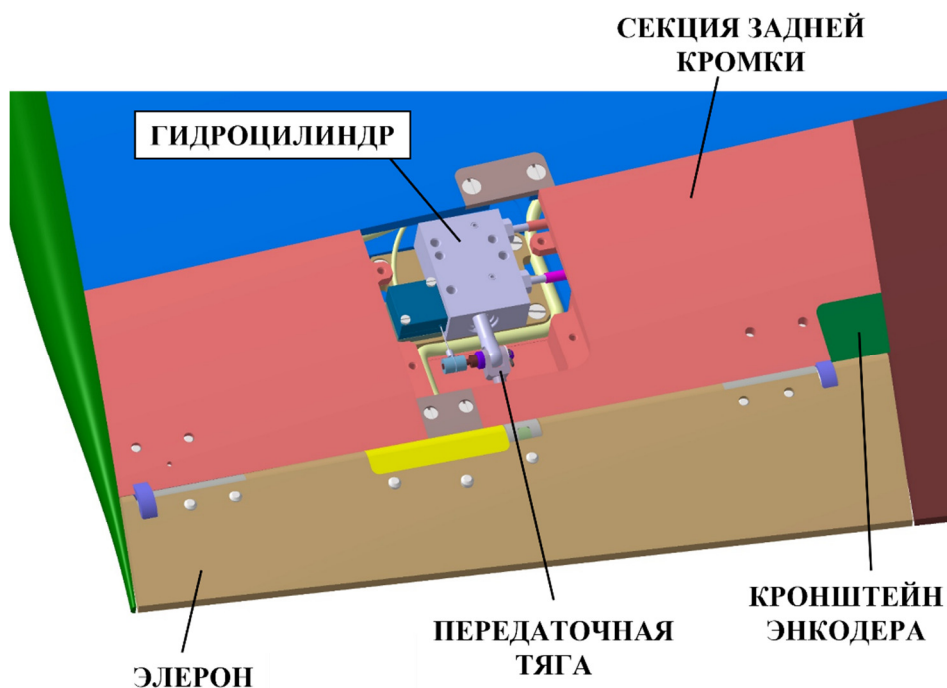


Рисунок 3.10 – Крепление гидроцилиндра на полумодели

Контроль угловых перемещений элерона на полумодели осуществляется, как и во время отработки на стенде-демонстраторе, датчиком угловых перемещений (энкодером) ЛИР-МА208Е. Энкодер имеет разрядность равную 12, большую чем на стенде-демонстраторе, что соответствует 4096 отслеживаемых позиций на оборот. Изменение разрядности энкодера с 10 (на стенде-демонстраторе) до 12 (на

полумодели) позволило повысить точность позиционирования, отклоняемого во время испытаний элерона в 4 раза, с ± 0.175 до ± 0.044 градусов.

Исполнительным элементом, регулирующим подачу гидравлической жидкости к гидроприводу, является гидравлический блок управления, располагаемый внутри фюзеляжа полумодели-демонстратора (рисунок 3.11). Для удобства монтажа гидравлической системы участок гидромагистрали проходящий в фюзеляже, в отличие от участка в консоли крыла, выполнен армированными гибкими рукавами высокого давления.

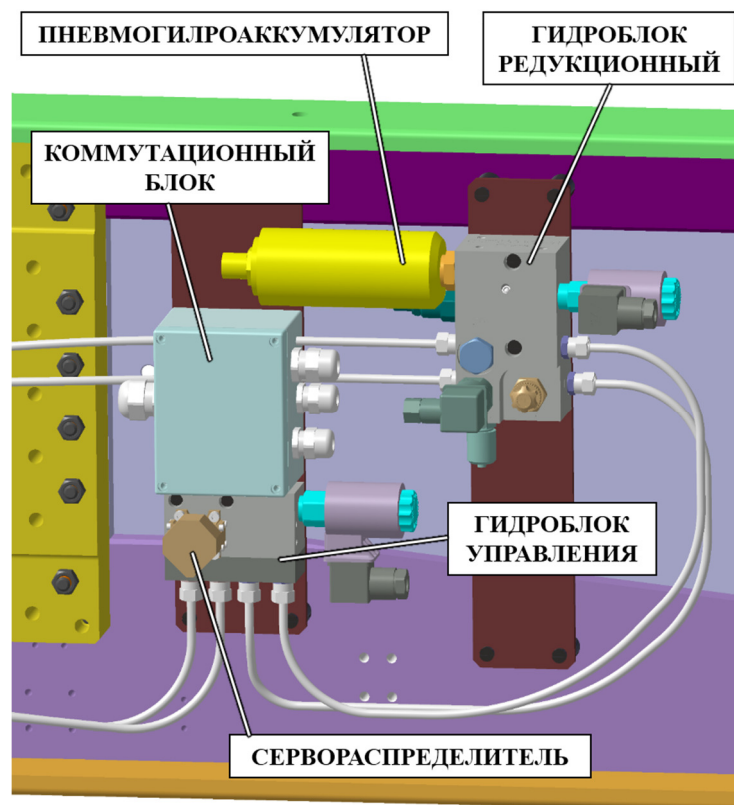


Рисунок 3.11 – Прокладка трасс гидравлической магистрали

Схема прокладки коммуникаций (кабелей питания и гидролинии) для проведения испытаний полумодели-демонстратора в аэродинамической трубе Т-128 показана на рисунках 3.12, 3.13.

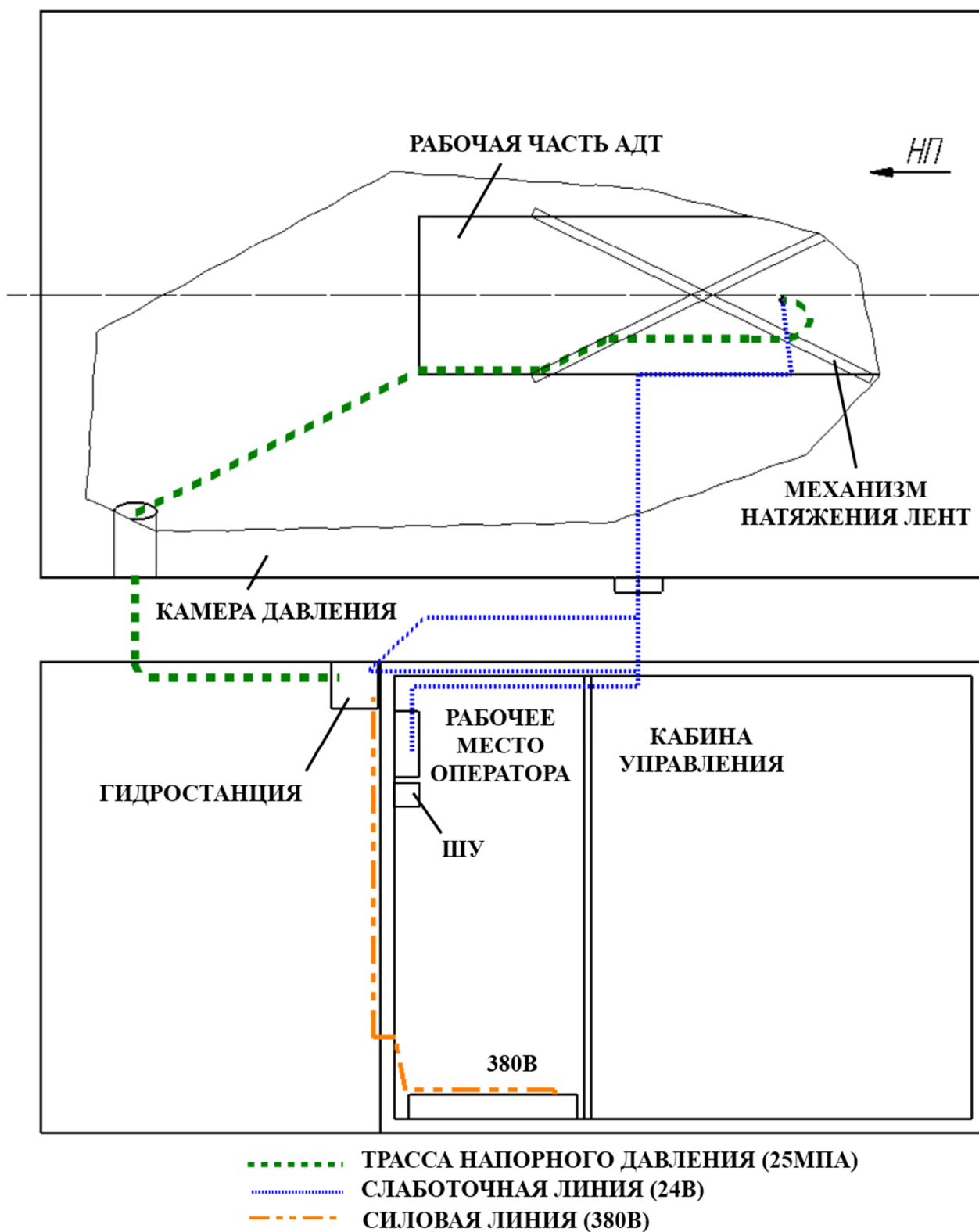


Рисунок 3.12 – Схема прокладки коммуникаций в Т-128
 (вид сверху на рабочую часть АДТ)

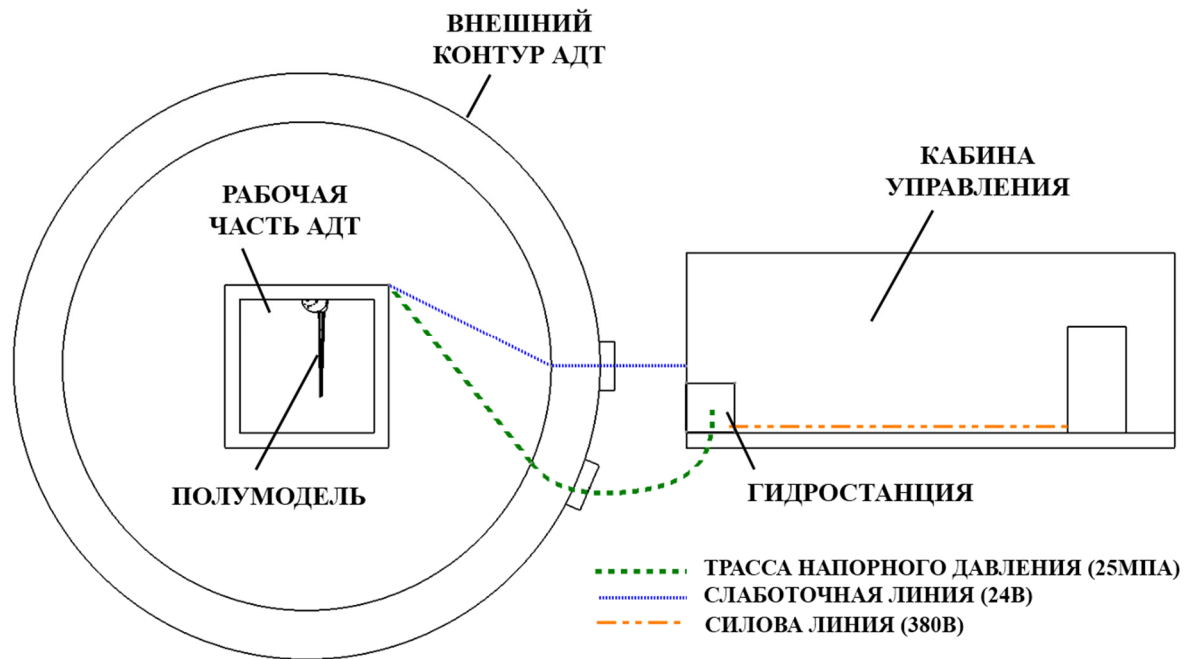


Рисунок 3.13 – Схема прокладки коммуникаций в Т-128
(вид навстречу набегающему потоку)

3.3.2 Испытания системы дистанционного управления отклонением элерона в АДТ Т-128 в составе крупномасштабной полумодели магистрального самолета

Первый этап испытаний системы дистанционного отклонения элероном полумодели проводился вне аэродинамической трубы на стенде-демонстраторе. На нем для фрагмента консоли крыла с установленным элероном полностью воспроизводилась кинематическая схема передаточного механизма, длина гидравлической магистрали от гидроцилиндра к насосу агрегату, проводилась калибровка датчика углового положения элерона (рисунок 3.14).

Отработка системы проводилась как в отсутствии нагружения элерона, так и с имитацией нагрузки в аэродинамической трубе с помощью эталонных грузов. Система подтвердила работоспособность, необходимую при проведении трубного эксперимента (более 1 часа непрерывной работы); показала удовлетворительное время выхода в требуемые угловые положения, а также возврат к нулевому положению; обеспечивалось удержание элерона в заданной позиции и отсутствие

перегрева рабочей жидкости. После проведения экспериментов на стенде-демонстраторе вне трубы был выполнен ее монтаж на аэродинамической полумодели.

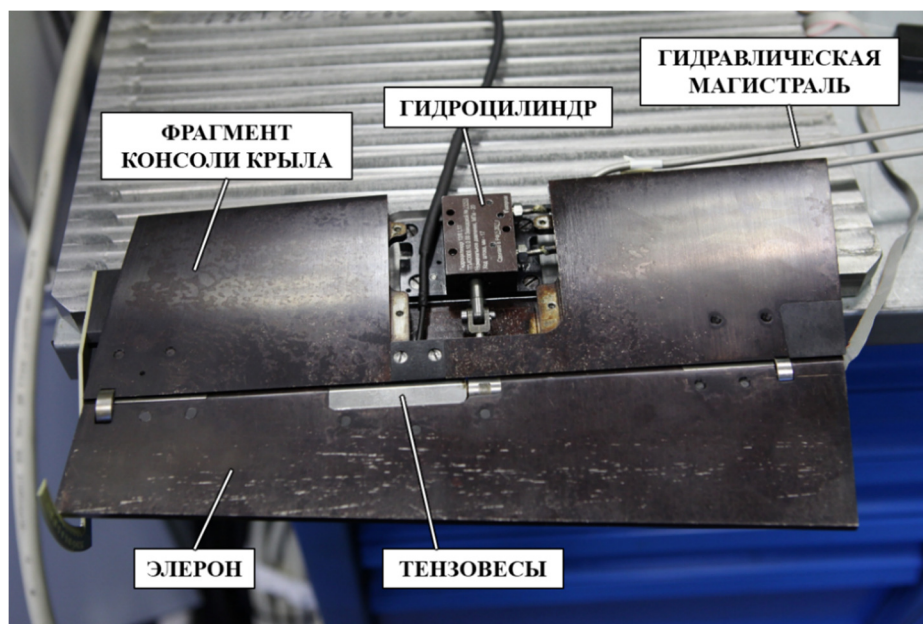


Рисунок 3.14 – Отработка системы управления отклонением элероном вне АДТ

В рабочей части трубы была установлена полумодель; смонтированы компоненты системы дистанционного отклонения на крыле и во внутренних нишах полуфюзеляжа (рисунок 3.15), выполнена прокладка гидромагистралей от гидроцилиндра и гидроблоков к гидростанции, располагаемой вне рабочей части трубы; осуществлен монтаж кабелей электропотребителей системы; оборудовано рабочее места оператора системы; смонтирован и подключен к электросети шкаф управления с программируемым логическим контроллером (ПЛК) (рисунок 3.16).

Прокладка гидромагистралей по крылу выполнялась металлическими трубками $Dy = 4$ мм, внутри фюзеляжа и через центральный узел крепления полумодели – гибкими рукавами $Dy = 4$ мм, участка (30 м) от полумодели к гидравлической станции – рукавами высокого давления $Dy = 10$ мм. Компенсация скачков давления (стабилизация давления вблизи гидравлического цилиндра), которые могут возникать на продолжительном участке гидравлической системы в процессе работы осуществлялась редукционным гидроблоком с установленным на нем пневмогидроаккумулятором. Управление направлением и интенсивностью

потока рабочей жидкости выполнялось гидроблоком управления, в состав которого входил сервораспределитель FF101-1.

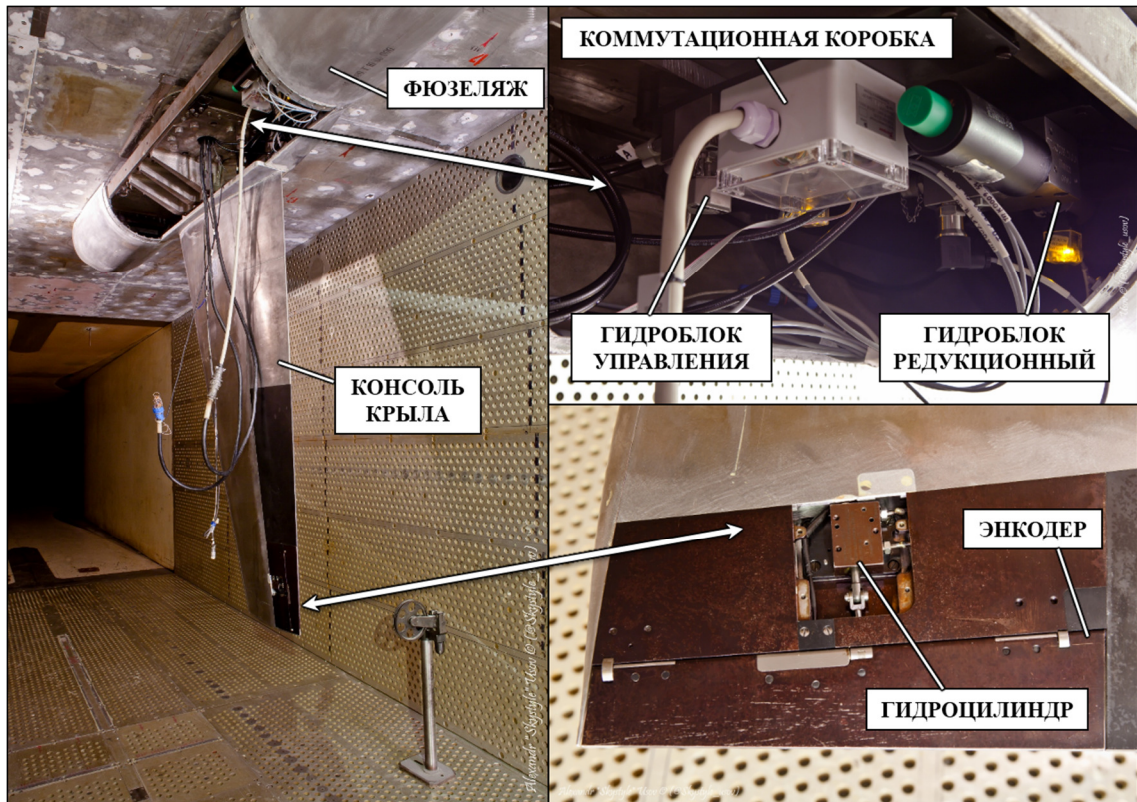


Рисунок 3.15 – Монтаж оборудования СДУ на полумодели в Т-128

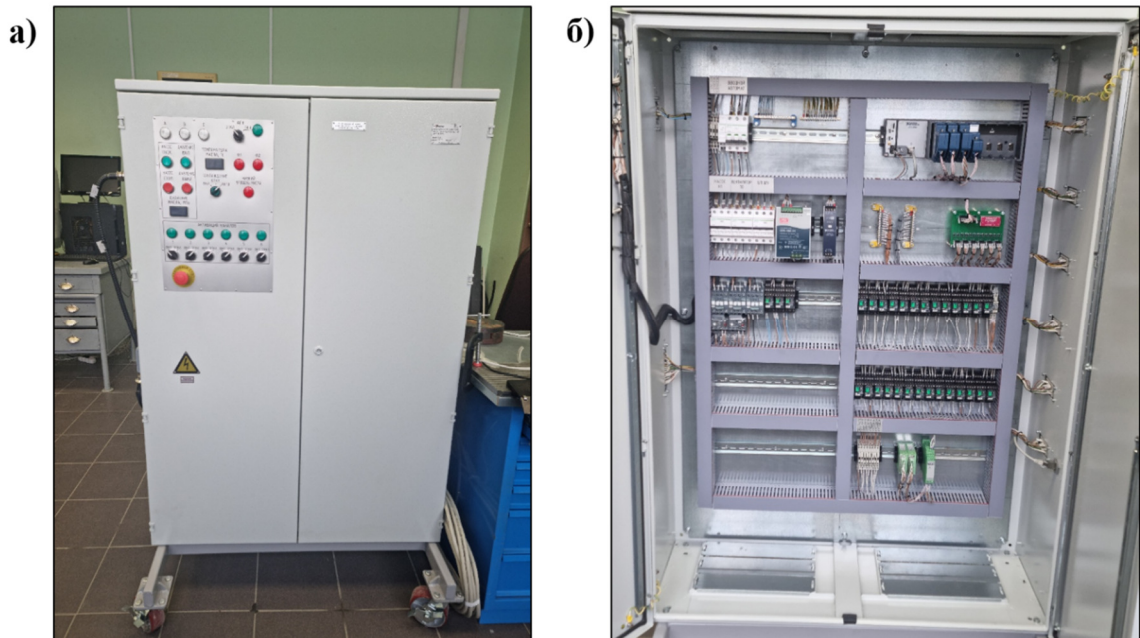


Рисунок 3.16 – Шкаф управления с ПЛК: снаружи (а), внутри (б)

При проведении экспериментальных исследований оператор задает требуемый угол отклонения элерона, при этом формируется соответствующий

сигнал управления. Контроллер считывает показания энкодера, связанного непосредственно с осью поворота элерона, сверяет их с полученным сигналом управления и передает корректирующий сигнал на сервораспределитель. Сервораспределитель в зависимости от сигнала управления изменяет направление потока рабочей жидкости в гидравлический цилиндр, тем самым меняя направление и скорость перемещения штока гидроцилиндра и, соответственно, угловое положение элерона. При этом в постоянном режиме контролируется сигнал энкодера. Данный подход к управлению процессом регулирования позволяет удерживать положение рулевой поверхности, а также корректировать его при внешнем воздействии набегающего потока в аэродинамической трубе [77].

Тестирование системы дистанционного отклонения элерона при отсутствии работы главного привода АДТ показали ее полную готовность к испытаниям в составе аэродинамической полумодели-демонстратора. После проведения контрольной калибровки тензометрических весов элерона с использованием специального нагрузочного устройства (рисунок 3.5б), получения рабочих формул тензовесов и завершения всех подготовительных работ, стало возможным проведение испытаний в аэродинамической трубе Т-128.

Испытания проводились при нормальном атмосферном давлении p_0 , диапазоне температур внутри контура АДТ $T = 19 \div 23$ °С и следующих характерных параметрах воздушного потока: числе Маха $M = 0.6$; скоростном напоре $Q = 19.5$ кПа; числах Рейнольдса $Re \sim 8.5 \cdot 10^6$. Устанавливаемые во время эксперимента углы атаки модели составляли $\alpha = 0^\circ; 6^\circ$. Варьируемые в процессе испытаний углы отклонения элерона – $\delta_\alpha = -20 \div 20^\circ$ (шаг 5° , 9 положений). Полученные значения действующей на элерон внешней аэродинамической нагрузки (шарнирный момент $M_{шэ}$) приведены в таблице 3.2 и показаны на графиках (рисунок 3.17) [78].

Таблица 3.2 Протокол испытаний полумодели-демонстратора с системой дистанционного отклонения элероном в Т-128

М	Q, кПа	Re·10 ⁶	p ₀ , атм	T, °C	α, град	М _{шэ} , кгс·м	δ _э , град
0.6	19.5	8.6	1.0	19.7	0	0.2786	0
0.6	19.5	8.6	1.0	19.9	0	0.1832	5
0.6	19.5	8.6	1.0	20.1	0	0.0647	10
0.6	19.5	8.6	1.0	20.3	0	-0.0673	15
0.6	19.5	8.5	1.0	20.4	0	-0.2009	20
0.6	19.5	8.5	1.0	20.6	0	0.2772	0
0.6	19.5	8.5	1.0	20.8	0	0.3646	-5
0.6	19.5	8.5	1.0	20.9	0	0.4576	-10
0.6	19.5	8.5	1.0	21.1	0	0.5585	-15
0.6	19.5	8.5	1.0	21.2	0	0.6732	-20
0.6	19.5	8.5	1.0	21.3	0	0.2864	0
0.6	19.5	8.5	1.0	21.6	6	0.3682	0
0.6	19.5	8.5	1.0	21.8	6	0.2651	5
0.6	19.5	8.5	1.0	21.9	6	0.1404	10
0.6	19.5	8.5	1.0	22.0	6	-0.0027	15
0.6	19.5	8.5	1.0	22.1	6	-0.1454	20
0.6	19.5	8.5	1.0	22.2	6	0.3656	0
0.6	19.5	8.5	1.0	22.3	6	0.4648	-5
0.6	19.5	8.5	1.0	22.4	6	0.5633	-10
0.6	19.5	8.5	1.0	22.5	6	0.6766	-15
0.6	19.5	8.5	1.0	22.6	6	0.7473	-20
0.6	19.5	8.5	1.0	22.7	6	0.3615	0

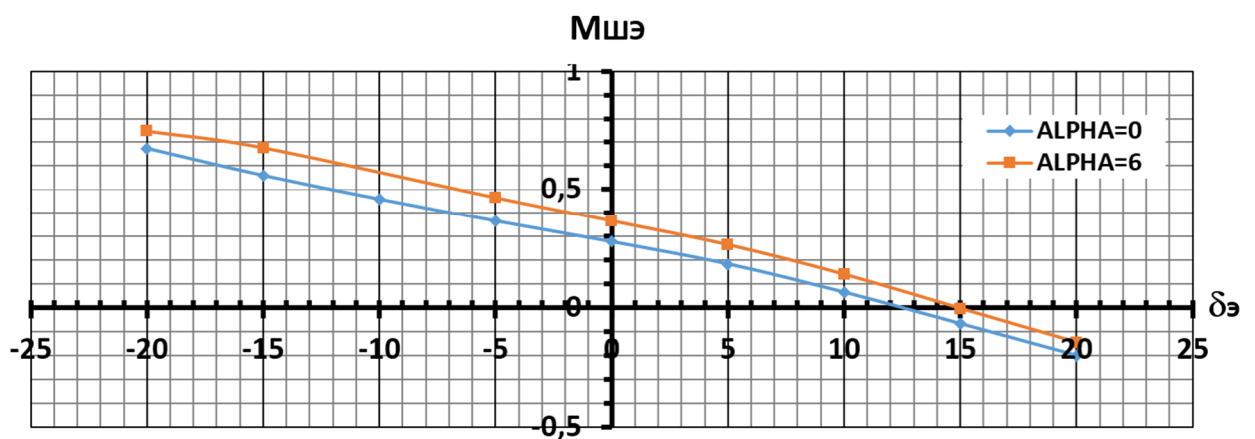


Рисунок 3.17 – Зависимость шарнирного момента от угла отклонения элерона, для углов атаки модели 0° и 6°

Проведенный анализ полученных экспериментальных данных показал удовлетворительное качество измерения тензовесами действующего на элерон момента аэродинамических сил (возврат нулевых показаний весов, линейность измерений). Одновременно с этим наблюдалась стабильная работа ПИД-регулятора системы управления, соответствие задаваемых оператором и регистрируемых установленным на оси поворота энкодером углов отклонения элерона (рисунок 3.18).

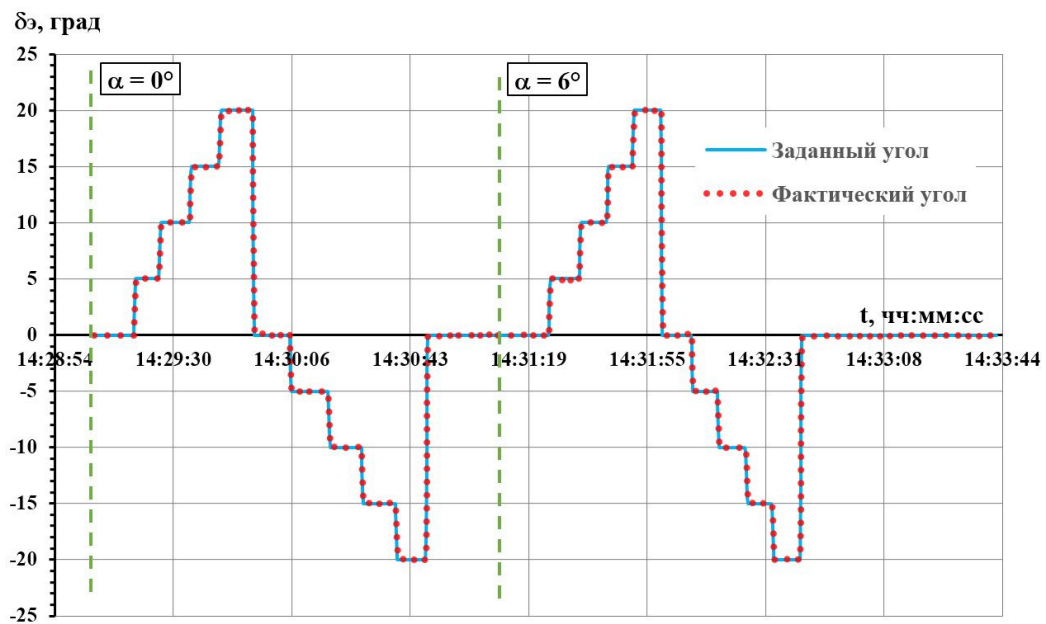


Рисунок 3.18 – График изменения угла отклонения элерона по времени (заданное оператором и фактически зафиксированное значение угла)

Применение в конструкции полумодели-демонстратора системы дистанционного отклонения элероном с интегрированными в ее состав отклоняемыми тензовесами позволило провести заложенные в программе испытания в одном пуске аэродинамической трубы. Достигнуто сокращение общего объема времени на проведение испытаний с системой дистанционного отклонения по сравнению с испытаниями полумодели с традиционной конструкции – 12 часов.

3.4 Оценка экономической эффективности использования системы дистанционного управления элерона на крупномасштабной аэродинамической полумодели в АДТ Т-128

Сопоставим затраты на проведение испытаний в Т-128 аэродинамической полумодели с жесткой фиксацией элерона на металлических кронштейнах и с управляемым отклонением во время эксперимента (глава 1, §1.2). Они включают затраты на создание избыточного давления в рабочей части C_B , стоимость затраченной электроэнергии $C_Э$, заработную плату персонала $C_{ЗП}$, обслуживающего трубу во время испытаний. Рассмотрим их последовательно.

Затраты на создание избыточного давления в рабочей части аэродинамической трубы

Затраты C_B на создание избыточного давления в рабочей части АДТ могут быть рассчитаны по формуле:

$$C_B = q_B \cdot m_B \text{ или } C_B = q_B \cdot \rho \cdot V, \quad (3.1)$$

где q_B – стоимость 1 кг воздуха нормального давления; m_B – масса воздуха, проходящая через контур аэродинамической трубы; ρ – плотность воздуха; V – объем воздуха, циркулирующий в контуре АДТ.

Плотность воздуха ρ , зависящая от давления в рабочей части трубы p , может быть рассчитана по формуле Клапейрона:

$$\rho = \frac{p}{RT}, \quad (3.2)$$

где $R = 287.14$ Дж/(кг·К) – универсальная газовая постоянная воздуха.

Тогда подставив выражение (3.2) в (3.1) получим:

$$C_B = \frac{q_B p V}{RT}. \quad (3.3)$$

Учитывая, что общий объем воздуха, в контуре Т-128 составляет $V = 20\,000$ м³, температура нормальных условий эксперимента $T = 288$ К, расчетная стоимость воздуха нормального давления $q_B = 2.01$ руб/кг (согласно тарифам 2022 г.), получим искомые затраты по статье «воздушное

обеспечение» в Т-128 для единичного эксперимента. Они составят 49 тыс. руб. при испытании полумодели в нормальных условиях эксплуатации (давлении в контуре трубы $p = 1$ атм) и 195 тыс. руб. при повышении давления до $p = 4$ атм. В случае использования в конструкции модели системы дистанционного управления создание необходимого избыточного давления будет проводиться единоразово, в то время как при эксплуатации моделей с фиксацией отклоняемых поверхностей кронштейнами эту процедуру выполняют многократно для каждого варианта угловой установки. При среднем числе установок $n_{\Pi} = 220$ с различными угловыми положениями элерона и элементов механизации затраты составят 490 тыс. руб. с использованием СДУ и 5 350 тыс. руб. с применением кронштейнов-фиксаторов.

Затраты электроэнергии на проведение испытаний

Основным потребителем электроэнергии во время проведения испытаний в Т-128 является ее главный привод, состоящий из четырех электродвигателей суммарной номинальной мощностью $N_{\max} = 100$ МВт. Изменяя частоту вращения f выходного вала в диапазоне $150 \div 750$ об/мин и варьируя углы установки лопаток направляющих аппаратов, главный привод формирует заданную программой испытаний скорость потока в рабочей части трубы. Существует два основных режима работы главного привода Т-128, при которых обеспечивается его оптимальное функционирование: при частоте вращения 636 и 738 об/мин. Мощность, расходуемая двигателем на заданном режиме, рассчитывается по формуле:

$$N = N_{\max} \left(\frac{f}{f_{\max}} \right)^3. \quad (3.4)$$

Искомые затраты электроэнергии главным приводом для одного испытания будут равны:

$$C_{\mathcal{E}} = q_{\mathcal{E}} \cdot N \cdot t \quad \text{или} \quad C_{\mathcal{E}} = \frac{q_{\mathcal{E}} N_{\max} f^3 t}{f_{\max}^3}, \quad (3.5)$$

где t – продолжительность единичного эксперимента в трубе.

При длительности одного эксперимента $t = 5$ мин. и стоимости 1 кВт/ч электроэнергии $q_{\text{Э}} = 11.9$ руб. (согласно тарифам 2023 г.) расходы по данной статье составят 61 тыс. ($f = 636$ об/мин) и 95 тыс. руб. ($f = 738$ об/мин) для двух рассматриваемых режимов работы главного привода.

Наибольший расход электроэнергии во время работы двигателя происходит при его запуске (потребляемый ток в разы выше номинального значения) и торможении при достижении заданной частоты вращения рабочего режима. При испытаниях полумодели с системой дистанционного отклонения изменение положений отклоняемой поверхности происходит в течении одного пуска, поэтому повышенное потребление тока главным приводом (пуск и торможение) происходит однократно, в отличии испытаний полумодели традиционной конструкции.

Для средней серии пусков трубы $n_{\text{П}} = 220$ затраты электроэнергии на проведение испытаний составят 2 660 тыс. руб.

Зарплатный фонд обслуживающего эксперимент персонала

Общий объем заработной платы $C_{\text{ЗП}}$ работников, занятых во время подготовки к эксперименту исследуемой полумодели, обслуживании испытательного оборудования и технических систем трубы, непосредственных участников испытаний рассчитаем по формуле:

$$C_{\text{ЗП}} = q_{\text{ЗП}} \cdot n \cdot T, \quad (3.6)$$

где $q_{\text{ЗП}}$ – средняя заработная плата работников; n – количество людей, занятых в эксперименте; T – общий объем испытаний с различными вариантами отклонения рулевых поверхностей и взлетно-посадочной механизацией.

Численность n сотрудников, участвующих в проведении испытаний, – 55 человек. Временные затраты на испытание полумодели с кронштейнами-фиксаторами и с системой дистанционного управления, согласно таблице 1.3, составляют 330 и 30 часов соответственно. Тогда при средней заработной плате работников 102 тыс. руб (на 2023 г.). общий заработный фонд, необходимый для финансирования исследований с изменением углового положения элерона типовой

аэродинамической полумодели без системы дистанционного управления, составит 10 510 тыс. руб., при ее наличии – 960 тыс. руб.

Затраты на изготовление ниш в консоли крыла для размещения компонентов системы дистанционного отклонения

При комплектации полумодели системой дистанционного отклонения требуется изготовление дополнительных ниш в консоли крыла для размещения во внутренних обводах ее исполнительных элементов: гидроцилиндра, энкодера, коммутационного блока, прокладки электрических и гидравлических магистралей. Дополнительные затраты на их изготовление при обработке консоли на станке с ЧПУ C_H рассчитаем по формуле:

$$C_H = q_{CT} \cdot T_{CT} \text{ или } C_H = \frac{q_{CT} \cdot V_H \cdot k_3 \cdot k_{III}}{60 \cdot Q_{CT}}, \quad (3.7)$$

где T_{CT} – продолжительность работы станка; q_{CT} – стоимость нормо-часа работы станка; V_H – суммарный объем выборки материала для изготовления ниш; $k_3 = 1.25$ – коэффициент загрузки оборудования; $k_{III} = 1.3$ – коэффициент, учитывающий доведение поверхности до требуемой шероховатости $Ra = 12.5$ после черновой обработки; Q_{CT} – производительность станка.

Общий объем выборки для изготовления ниши оптимального размера для размещения элементов системы дистанционного отклонения (глава 2, §2.2) составляет $V_H = 13\,100 \text{ см}^3$. При стоимости 1 норма-часа работы станка с ЧПУ $q_{CT} = 3$ тыс. руб. (на 2025 г.) и его производительности $Q_{CT} = 12 \text{ см}^3/\text{мин}$ дополнительные затраты на изготовлении ниш составят ~ 90 тыс. руб.

Рассчитанные затраты на проведение испытаний полумодели в Т-128 для среднего числа пусков в Т-128 $n_{П} = 220$ сведены в таблицу 3.3.

Использование системы дистанционного отклонения позволяет проводить изменение углового положения элерона непосредственно во время испытаний. За счет автоматизации отклонения общее время проводимых исследований сокращается более чем в 11 раз. Одновременно сокращается число запусков и торможений главного привода, а также наддува воздуха для повышения давления

в рабочей части трубы. Учитывая суммарные затраты на обеспечение трубы воздухом при наличии избыточного давления в ее контуре, затраты электроэнергии для поддержания работы главного привода, а также фонд оплаты труда работников, принимающих участие в проведении эксперимента в Т-128, экономия денежных средств на проведение испытаний с применением системы дистанционного управления составит ~ 14.5 млн. руб. для одной типовой аэродинамической полумодели.

Таблица 3.3 Затраты на проведение испытаний элерона типовой аэродинамической полумодели магистрального самолета в Т-128

Статья расходов	Затраты на проведение испытаний полумодели в Т-128, тыс. руб.	
	С применением жестких фиксаторов	С применением системы дистанционного управления
Воздух	5 350	490
Электроэнергия	2 660	2 660
Зарплата	10 510	960
Изготовление ниш	0	90
ИТОГО:	18 520	4 020

Выводы к главе 3

1. Проведенная внутрубная отработка системы дистанционного управления отклонением элерона показала существенное преимущество применения в качестве исполнительного элемента системы гидравлического сервопривода. С использованием гидропривода число подвижных звеньев в проводке управления сокращается с 11 до 2 по сравнению с электрическим двигателем, что позволяет исключить наличие люфтов в системе и достигнуть существенного повышения точности позиционирования углового положения элерона ± 0.044 град.

2. По результатам стендовой отработки системы управления элероном с учетом обнаруженных недостатков были уточнены параметры гидравлической системы, доработаны гидроцилиндр и гидроблок управления, проведена замена лабораторного контроллера на контроллер промышленного исполнения, осуществлена модернизация программного обеспечения.

3. На основании представленной в главе 2 методики спроектированы и изготовлены отклоняемые совместно с элероном тензометрические весы, измеряющие действующий на него аэродинамические нагрузки. Проведена калибровка тензовесов на градуировочном стенде, в лабораторных условиях вне аэродинамической трубы на фрагменте крыла, закрепленном на монтажной плите, а затем на полумодели, установленной в рабочей части аэродинамической трубы Т-128.

4. Проведенные испытания крупномасштабной аэродинамической модели перспективного пассажирского самолета в Т-128 подтвердили работоспособность системы дистанционного управления элероном по требуемому времени непрерывной работы ~ 1.5 часа. Анализ полученных экспериментальных данных показал удовлетворительное качество измерения действующего на элерон шарнирного момента тензовесами, интегрированными в систему, стабильную работу ПИД-регулятора системы управления, соответствие задаваемых оператором и регистрируемых установленным на оси поворота энкодером углов отклонения элерона. Достигнутое сокращение времени испытаний в объеме,

заложенном в программе, по сравнению с традиционной организацией их проведения, составило – 12 часов.

5. Проведена оценка экономической эффективности использования системы дистанционного управления элерона на крупномасштабной аэродинамической полумодели в Т-128. За счет автоматизации отклонения элерона достигается сокращение общего времени проводимых исследований более чем в 11 раз, при этом ожидаемая экономия денежных средств на проведение испытаний с применением системы дистанционного управления составляет ~ 14.5 млн. руб. для одной типовой аэродинамической полумодели.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В диссертационной работе решена важная научно-практическая задача по разработке конструкции крупноразмерной аэродинамической полумодели магистрального самолета с системой дистанционного управления элероном на основе компактного гидравлического сервопривода, обеспечивающей повышение уровня отработки аэродинамической компоновки, при существенном сокращении материальных затрат и времени на проведение эксперимента, апробированная на полумодели, испытанной в трансзвуковой АДТ Т-128 ЦАГИ.

Основные результаты состоят в следующем:

1. Сформированы требования к системе дистанционного управления элероном крыла крупноразмерной полумодели при проведении экспериментальных исследований в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128, с учетом критериев подобия трубного эксперимента натурному полету.

2. Определены максимальные аэродинамические нагрузки, действующие на консоль крыла, элементы механизации крыла и элерон типовой крупноразмерной аэродинамической полумодели магистрального самолета при экспериментальных исследованиях в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128 под воздействием воздушного потока со скоростью до $M = 0.9$ и давлении в рабочей части до 4 атм.

3. Разработана принципиальная конструкция и технология изготовления в условиях специализированного модельного производства крупноразмерной полумодели со средствами дистанционного управления элероном и нишами для их размещения во внутренних объемах консоли крыла.

4. Выполнена оптимизация конструктивных параметров консоли крыла крупноразмерной полумодели магистрального самолета, направленная на изготовление ниш максимально допустимых размеров во внутренних объемах для размещения компонентов системы управления отклонением элерона.

5. Проведен анализ серийных электрических сервоприводов для использования в системе управления элероном крыла в трансзвуковой АДТ Т-128. Показано, что требованиям удовлетворяют сервопривода на основе

высокооборотных электрических двигателей с винтовыми редукторами. По габаритам они могут располагаться во внутренних объемах в корневой части консоли крыла на расстоянии ~ 1 м от элерона, с проводкой передачи движения.

6. В связи с отсутствием предложений компактных гидравлических сервоприводов, были разработаны параметрическая модель и конструкция, изготовлены прототип гидросервопривода, его опытный образец для стендовой отработки, рабочий образец для установки в составе аэродинамической полумодели. При давлении в системе ~ 200 атм. технические характеристики рабочего образца соответствуют требованиям к управлению элероном и другими элементами механизации крыла, а габариты отвечают условиям размещения во внутренних обводах консоли крыла в окрестности управляемого элемента механизации.

7. Для внутрубной отработки управления элероном разработаны и изготовлены стенды-демонстраторы консоли крыла с имитацией силового воздействия на элерон воздушного потока в Т-128 с электрическим и гидравлическим сервоприводами. На технические решения стендов получены патент РФ на изобретение и 4 патента на полезную модель, а также акт внедрения в научно-производственном центре ФАУ ЦАГИ.

8. Выполнено сопоставление сервоприводов, включая результаты испытаний на стендах-демонстраторах. Показано, что серийно выпускаемый компактный, высокоскоростной электрический сервопривод, оснащенный винтовым редуктором и разработанный специальный гидравлический сервопривод, соответствуют по располагаемой мощности и усилиям требованиям к управлению элероном. Точность углового позиционирования элерона для электрического сервопривода вследствие высокой редукции оборотов, упругости и люфтов проводки составила ± 0.36 град., при требуемой ± 0.15 град. Обеспечиваемая гидравлическим сервоприводом точность углового позиционирования элерона составила ± 0.044 град., что определило его выбор для разрабатываемой системы управления.

9. Разработана конструкция и изготовлены специализированные тензометрические весы, обеспечивающие в процессе проведения эксперимента измерение аэродинамических нагрузок, действующих на элерон при его управляемом движении. На разработанное устройство измерения шарнирного момента отклоняемой поверхности получен патент РФ.

10. Выполнено внедрение разработанной системы дистанционного управления элероном на основе гидросервопривода в составе крупноразмерной аэродинамической полумодели для исследования адаптивной механизации крыла. Результаты апробации подтвердили рациональность предложенного размещения компонентов гидросистемы в рабочей части АДТ Т-128 и в консоли крыла разработанной конструкции с передачей гидрожидкости с давлением 200 атм. к сервоприводу по трубопроводу диаметром 4 мм. Показано достаточное для проведения экспериментальных исследований время непрерывной работы ~ 2 часа. Внедрение подтверждается актом.

11. Внедрение дистанционного управления элероном, вместо закрепления на кронштейнах, с обеспечением непрерывности эксперимента позволило сократить время на проведение исследования модели магистрального пассажирского самолета с 330 до 30 часов, т.е. в 11 раз. Затраты на электроэнергию и оплату персонала сократились на ~ 14.5 млн. руб при дополнительных затратах на изготовление модифицированной консоли крыла для модели с системой управления элероном ~ 0.1 ÷ 0.2 млн. руб.

Список используемых источников

1. Мартынов А.К. Прикладная аэродинамика. М: Машиностроение, 1972. 448 с.
2. Баринов В.А., Лутовинов В.М. О приближенной зависимости критического числа Рейнольдса в трехмерном пограничном слое // Ученые записки ЦАГИ, Т. 4, № 4, 1973. С. 27-32.
3. Брусов В.С. и др. Разработка алгоритмов проектирования систем управления и регистрации параметров полета динамически подобных моделей самолетов для испытаний в аэродинамических трубах, МАИ, Москва, НТО 2009. 129 с.
4. Болсуновский А.Л., Бузоверя Н.П., Скоморохов С.И., Чернышев И.Л. Расчётно-экспериментальные исследования скоростных крыльев перспективных магистральных самолётов // Труды МАИ, № 101, 2018. С. 10.
5. Птицин А.А., Скоморохов С.И. Поиск рациональной конструкции полумодели пассажирского самолета для испытаний в аэродинамической трубе // Авиационная промышленность, № 1, 2015. С. 19-22.
6. Вермель В.Д., Громышков А.Д., Гуров В.А., Сухнев В.А., Шардин А.О. Универсальный силовой узел для установки полумодели в аэродинамической трубе, Полезная модель RU120223U1, 10.09.2012.
7. Гуров В.А., Воробьев М.М., Кикоть М.Б., Копылов А.А., Платов В.М., Шардин А.О. Весовая и дренированная полумодель в аэродинамическую установку Т-128 // Материалы XV школы-семинара «Аэродинамика летательных аппаратов». 2004. С. 44-45.
8. Вермель В.Д., Гуров В.А., Платов В.М., Копылов А.А., Кикоть М.Б., Шардин А.О. Перспективные конструкции и технологии производства аэродинамических моделей // Материалы Пятой Международной школы-семинара «Модели и методы аэродинамики». 2005. С. 29-30.
9. Шардин А.О., Копылов А.А., Громышков А.Д., Юстус А.А. Конструкция крупноразмерной аэродинамической полумодели пассажирского самолета для

испытаний в аэродинамической установке АДТ-128 ЦАГИ // Материалы Восьмой Международной школы-семинара «Модели и методы аэродинамики». 2008. С. 151-152.

10. Мантусов М.Н., Ривин Г.Л. Разработка метода оптимизации конструкторско-технологического проектирования агрегатов самолета с использованием информационных технологий // Известия Самарского научного центра РАН, т.11. 2009. № 3 (2). С. 536-541.

11. Акулич И.Л. Математическое программирование в примерах и задачах: учеб. пособие для студентов эконом. спец. вузов. -М: Высшая школа, 1986. 319 с.

12. Васильев Ф.П. Численные методы решения экстремальных задач: учебное пособие для вузов. -М: Наука, 1988. 552 с.

13. Петроневич В.В. Принципы организации и функциональные возможности программного комплекса «ПОТОК» для автоматизации аэродинамического эксперимента // Датчики и системы, № 5, 2010. С. 3-7.

14. Петроневич В.В., Блокин-Мечталин Ю.К., Чумаченко Е.К. Комплексная автоматизация аэродинамического эксперимента // Полет, № 6, 2009. С. 46-49.

15. Петроневич В.В., Чумаченко Е.К. Монитор системы – программа базового ядра программного комплекса «ПОТОК» для автоматизации аэродинамического эксперимента, Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ RU2015618367, 06.08.2015.

16. Благосклонов В.И., Буров В.В., Кудрин Н.А., Криворученко В.С., Петроневич В.В., Прокофьев В.М., Сабреков В.А., Чумаченко Е.К. Функциональные возможности унифицированного программного комплекса «ПОТОК» для проведения эксперимента в АДТ // Материалы XI школы-семинара «Аэродинамика летательных аппаратов». п. Володарского. 2000. С. 71-72.

17. Самойленко А.И. Метрологический Комплекс Центрального аэрогидродинамического института // Мир измерений. 2011. № 12. С. 4-12.

18. Блокин-Мечталин Ю.К. Информационно-измерительные управляющие системы экспериментальной аэродинамики. Наука, 2015. 261 с.

19. Блокин-Мечталин Ю.К., Петроневиц В.В., Чумаченко Е.К. Тензометрический измерительно-вычислительный комплекс ИВК М2 // Датчики и системы. 2004. № 3.
20. Дубов Б.С. Основы обеспечения качества испытаний в аэродинамических трубах. Москва. 2003. 319 с.
21. Криворученко В.С., Руденко Б.А. Архитектура компьютерной информационно-коммутационной инфраструктуры авиационной отрасли // Труды ЦАГИ. 2015. № 2748. С. 13-24.
22. Богданов В.В., Волобуев В.С. Многокомпонентные тензометрические весы // Датчики и системы. 2004. № 3. С. 3-8.
23. Богданов В.В., Волобуев В.С., Горбушин А.Р. Исследование тепловой динамики тензометрических весов и разработка методов снижения их температурных погрешностей // Ученые записки ЦАГИ, Т. 40, № 5, 2009. С. 619-629.
24. Богданов В.В., Самойленко А.И., Маскаев В.К. Метрологическое обеспечение измерений // Датчики и системы, № 3, 2004. С. 3-8.
25. Черных И.Г., Косых Р.И., Кочидыков Н.И., Андреева М.И. Разработка алгоритмов оптимизированного расчета параметров внутримодельных тензометрических весов, ЦАГИ, Жуковский, НТО 1987.
26. Левицкий Н.П., Храмова М.А., Постнов А.И., Зименков В.И. Измерение аэродинамических и моментов при помощи тензометрических весов // Измерительная техника. 1979. № 11.
27. Вялков А.В. Инерциальная технология штопорного эксперимента // Ученые записки ЦАГИ, Т. 47, № 5, 2016. С. 58-69.
28. Алексеев Н.В., Кравцов В.Г., Назаров О.И., Панкратов А.К., Вожаев Е.С., Вялков А.В., Головкин М.А., Ефремов А.А. Системы измерения воздушных параметров полета нового поколения // Авиакосмическое приборостроение, № 8, 2003. С. 31.
29. Вялков А.В., Грудинин М.В., Евдокимов Ю.Ю., Ефремов А.А., Усов А.В. Применение дистанционной системы управления на динамически

подобных свободно штопорящих моделях самолетов // Труды ЦАГИ, № 2719, 2013. С. 5-10.

30. Бондарев А.О., Евдокимов Ю.Ю., Трифонов И.В., Усов А.В., Храбров А.Н. Комбинированная аэродинамически подобная модель пассажирского самолета // Труды ЦАГИ. 2018. № 2768. С. 6-21.

31. Карташев Ю.В. и др. Руководство для конструкторов по проектированию и изготовлению моделей летательных аппаратов, предназначенных для испытаний в аэродинамической трубе Т-128 ЦАГИ, ЦАГИ, Жуковский, НТО 2011. 182 с.

32. Нейланд В.М. Проницаемость перфорированных стенок аэродинамической трубы при околозвуковых скоростях // Ученые записки ЦАГИ. 1988. № 5. С. 142-145.

33. Бедржицкий Е.Л., Егоршев А.В., Кузнецов В.Д. Аэродинамические и прочностные испытания самолетов. М: Машиностроение, 1992. 432 с.

34. Клайн С.Д. Подобие и приближенные методы. М: Мир, 1968. 302 с.

35. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М: Наука, 1991. 600 с.

36. Краснов Н.Ф. Аэродинамика. Ч.1. Основы теории. Аэродинамика профиля и крыла. М: Высшая школа, 1976. 384 pp.

37. Пчела И.В. Воздушные суда гражданской авиации. М: Авиатека, 2015. 320 с.

38. Федоренко Г.А. Влияние числа Рейнольдса, начальной степени турбулентности потока и шероховатости поверхности на $C_{y\max}$ моделей в АДТ и летательных аппаратов в полете // Техника воздушного флота, № 4, 2011. С. 1-14.

39. Федоренко Г.А. Сопротивление производственных неровностей в турбулентном пограничном слое // Труды ЦАГИ, № 2100, 1981.

40. ОСТ 1 02608-87. Модели летательных аппаратов для испытаний в аэродинамических трубах. Общие требования к контролируемым параметрам и размерам. ГР 8396036 от 13.03.87. 24 с.

41. Архангельская М.А., Вермель В.Д., Забалуев В.Ф., Николаев П.М., Чернышев Л.Л. Методика оценки точности изготовления аэродинамических

моделей по материалам измерений на координатно-измерительной машине // Ученые записки ЦАГИ. 2014. № 5. С. 78-90.

42. Архангельская М.А., Вермель В.Д., Забалуев В.Ф., Николаев В.Ф. Аппаратно-программный комплекс оценки точности изготовления аэродинамических моделей // Приборы. 2014. № 10. С. 15-20.

43. Архангельская М.А., Вермель В.Д., Теперин Л.Л., Чернышев Л.Л., Шиняев А.В. Влияние точности изготовления крыльев аэродинамических моделей магистральных самолетов на аэродинамические характеристики // Авиационная промышленность. 2017. № 1. С. 10-16.

44. ГОСТ 4401-81. Межгосударственный стандарт. Атмосфера стандартная. Параметры (ИУС 5-87). М: ИПК Издательство стандартов, 2004.

45. Goldhammer Mark I., Steinle Frank W. Design and validation of advanced transonic wing using CFD and very high Reynolds number Wind Tunnel testing // 17th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences. Stockholm, Sweden. 1990. pp. 1028-1042.

46. Бюшгенс Г.С. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов. М: Наука. Физматлит, 1998. 816 с.

47. Кан С.Н., Свердлов И.А. Расчет самолета на прочность. М: Машиностроение, 1966. 520 с.

48. Корчемкин Н.Н., Фомин Г.М., Француз Т.А., Чижов В.М. Руководство для конструкторов по проектированию самолетов. Прочность самолета. Нормы прочности. Прикладные методы расчета распределенных аэродинамических нагрузок. ЦАГИ, 1977. 126 с.

49. Дмитриев В.Г., Чижов В.М. Основы прочности и проектирования силовой конструкции летательных аппаратов. М. 2005. 413 с.

50. Андреев Г.Т., Глущенко Г.Н., Кутухина Н.В., Мельничук Ю.П., Павленко О.В. Аэродинамические компенсации шарнирных моментов рулевых поверхностей самолетов с ручным управлением. М: Инновационное машиностроение, 2017. 363 с.

51. Левицкий А.В., Севостьянов С.Я. Система дистанционного управления отклоняемыми поверхностями аэродинамической модели самолета для трубных испытаний // Труды ЦАГИ. 2013. № 2719. С. 11-18.

52. Вермель В.Д., Казиминова А.Н., Левицкий А.В., Чернышев И.Л., Шардин А.О. Крупноразмерные полумодели для исследования обтекания и отработки аэродинамических компоновок гражданских самолетов // Авиационная промышленность, № 1-4, 2020. С. 61-64.

53. Вермель В.Д., Качарава И.Н., Левицкий А.В., Севостьянов С.Я., Шардин А.О., Соломадин В.В. Возможности автоматизации управления механизацией крыла аэродинамической модели самолета в процессе эксперимента в трансзвуковой аэродинамической трубе Т-128 // Автоматизация в промышленности, № 11, 2019. С. 19-23.

54. Феодосьев В.И. Сопротивление материалов. Москва: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. 590 с.

55. Алексеенков А.С., Ермаков С.А, Константинов С.В. и др. Системы электрогидравлических рулевых приводов комплексов управления полетом самолетов. Издательство СПбГЭТУ, 2019. 517 с.

56. Гамылин Н.С., Карев В.И., Потапов А.М., Селиванов А.М. Гидравлические приводы летательных аппаратов. Машиностроение, 1992. 368 с.

57. Кисаримов Р.А. Электропривод: справочник. М: ИП РадиоСофт, 2008. 352 с.

58. Ильинский Н.Ф., Козаченко В.Ф. Общий курс электропривода. Энергоатомиздат, 1992. 544 с.

59. Елисеев В.А., Шинянский А.В. Справочник по автоматизированному электроприводу. М: Энергоатомиздат, 1983. 616 с.

60. Maxon Motor product catalogue. High precision drivers and system. Program 2020/21. 546 pp.

61. Антонюк В.Е., Королев В.А., Башеев С.М. Справочник конструктора по расчету и проектированию станочных приспособлений. Минск: Беларусь, 1969.

62. Беляев Н.М, Уваров Е.И., Степанчук Е.М. Пневмогидравлические системы. Расчет и проектирование. М: Высшая школа, 1988. 271 с.
63. Башта Т.М. Машиностроительная гидравлика. М: Машиностроение, 1971. 672 с.
64. Зуев Ю.Ю. Гидромеханический следящий привод с дроссельным управлением. Часть 1. Математические модели и статические характеристики привода. Издательство МЭИ, 2015.
65. Зуев Ю.Ю. Электрогидравлический следящий привод. Расчет основных параметров. Издательство МЭИ, 2012.
66. Марутов В.А., Павловский С.А. Гидроцилиндры. М: Машиностроение, 1966. 163 с.
67. Попов Д.Н. Механика гидро- и пневмоприводов. МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. 320 с.
68. Мехеда В.А. Тензометрический метод измерения деформаций. Самара: СГАУ, 2011. 55 с.
69. Производственная инструкция ПИ 1.2.053–78. Основные положения конструирования и технологии изготовления деталей из высокопрочных сталей 30ХГСН2А (30ХГСНА), 25Х2ГНТА, 30Х2ГСН2ВМ (ВЛ1), 40ХН2СМА (ЭИ643) и 30Х2Н2СВМФА (ВКС-3). 29/IX-78. 31 с.
70. Ананьев И.В. Справочник по расчету собственных колебаний упругих систем. Гостехиздат, 1946. 223 с.
71. Вермель В.Д., Кажичкин С.В., Лацоев К.Ф., Левицкий А.В., Лютов В.В., Петроневиц В.В., Семенов В.Н., Чернышев Л.Л. Компактные тензометрические весы для измерения нагрузок на подвижных поверхностях аэродинамического управления в конструкциях аэродинамических моделей // Авиационная промышленность. 2019. № 3-4. С. 74-78.
72. Астахов М.Ф., Караваев А.В., Макаров С.Я., Суздальцев Я.Я. Справочная книга по расчету самолета на прочность. М. 1954. 648 с.

73. Левицкий А.В., Севостьянов С.Я. Стенд-имитатор дистанционного управления отклоняемыми поверхностями аэродинамической модели // Труды ЦАГИ. 2013. № 2719. С. 19-23.

74. Тензорезисторы и аксессуары. Каталог товаров НВМ. 2020. 96 с.

75. Барышников О.Е., Вермель В.Д., Левицкий А.В., Севостьянов С.Я., Шардин А.О., Чернышев Л.Л. Устройство измерения шарнирного момента отклоняемой поверхности, Изобретение RU2681251C1, 05.03.2019.

76. Андреев Г.Т., Кажичкин С.В., Лацоев К.Ф., Левицкий А.В., Лютов В.В., Петров В.В. Компактные тензометрические весы для измерения нагрузок на поверхностях аэродинамического управления в конструкциях аэродинамических моделей // Труды ЦАГИ. 2018. № 2768. С. 83-89.

77. Барышников О.Е., Вермель В.Д., Левицкий А.В., Севостьянов С.Я., Шардин А.О., Чернышев Л.Л. Способ управления рулевыми поверхностями аэродинамической модели самолета, Изобретение RU2731425C1, 02.09.2020.

78. Вермель В.Д., Качарава И.Н., Лацоев К.Ф., Левицкий А.В., Шардин А.О. Измерения аэродинамических моментов, действующих на элерон аэродинамической модели магистрального самолета с системой автоматического управления, в процессе эксперимента в трансзвуковой аэродинамической трубе // Автоматизация в промышленности, № 7, 2023. С. 54-57.

79. Барышников О.Е., Вермель В.Д., Левицкий А.В., Севостьянов С.Я., Шардин А.О., Чернышев Л.Л. Узел нагружения для испытаний аэродинамических моделей на стенде, Полезная модель RU174813U1, 03.11.2017.

80. Барышников О.Е., Вермель В.Д., Левицкий А.В., Севостьянов С.Я., Шардин А.О. Механизм нагружения для испытаний аэродинамических моделей на стенде, Полезная модель RU231884U1, 14.02.2025.

81. Барышников О.Е., Вермель В.Д., Левицкий А.В., Севостьянов С.Я., Шардин А.О., Чернышев Л.Л. Механизм отклонения рулевой поверхности аэродинамической модели самолета, Полезная модель RU142186U1, 20.05.2014.

82. Барышников О.Е., Вермель В.Д., Левицкий А.В., Севостьянов С.Я., Шардин А.О., Чернышев Л.Л. Механизм управления рулевой поверхностью аэродинамической модели самолета, Полезная модель RU183352U1, 18.09.2018.

83. Левицкий А.В., Севостьянов С.Я. Разработка системы управления рулевыми поверхностями аэродинамической модели самолета на основе гидравлического силового привода // Труды ЦАГИ. 2018. № 2768. С. 26-32.

84. Барышников О.Е., Вермель В.Д., Левицкий А.В., Севостьянов С.Я., Шардин А.О., Чернышев Л.Л. Стенд-имитатор системы управления элероном аэродинамической модели самолета, Полезная модель RU180290U1, 08.06.2018.

85. Барышников О.Е., Вермель В.Д., Левицкий А.В., Севостьянов С.Я., Шардин А.О., Чернышев Л.Л. Устройство нагружения для стендового испытания рулевой поверхности, Полезная модель RU182921U1, 05.09.2018.

86. Даршт Я.А. Гидропривод и средства автоматики. Ковров: ФГБОУ ВПО «КГТА им. В.А. Дегтярева», 2012. 108 с.

Приложение 1. Конструкция стенда-демонстратора системы дистанционного управления элероном на основе электрического привода

Управляющим приводом для комплектации системы дистанционного управления элероном на основе электрического двигателя выбран сервопривод фирмы Maxon Motor (Швейцария) (глава 2, §2.4.1), включающий электродвигатель, редуктор с винтовой передачей, энкодер, управляемый тормоз и программируемый контроллер положения (рисунок П1.1). Он может быть заменен на электродвигатель с близкими техническими характеристиками.

Основные параметры компонентов сервопривода приведены в таблице П1.1.

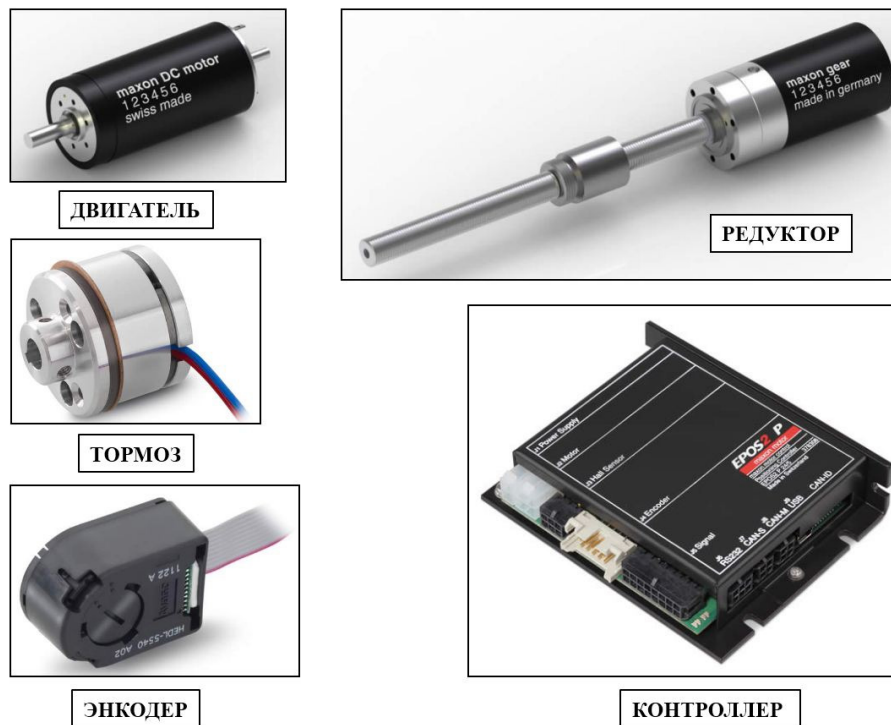


Рисунок П1.1 – Комплектующие сервопривода системы дистанционного управления на основе электрического двигателя

Высокие нагрузки, действующие на элерон во время испытаний, не позволили передать движение непосредственно от вала электродвигателя к элерону. Необходимым было включение в состав управляющего сервопривода редуктора, повышающего значения крутящего момента на валу двигателя. Габариты двигателя и редуктора, обеспечивающие усилия, достаточные для преодоления действующей аэродинамической силы, значительно превышали

габариты консоли крыла для их размещения вблизи элерона. В результате сервопривод был перемещен в зону с большими внутренними объемами, что потребовало разработки проводки управления с рядом механизмов для передачи движения от электродвигателя к элерону [73].

Основные характеристики электрического сервопривода показаны в таблице П1.1.

Таблица П1.1 Характеристики сервопривода с электродвигателем Maxon Motor

Электродвигатель RE35	
Номинальный момент, мНм	105
Номинальная скорость, об/мин	6990
Диаметр, мм	35
Длина, мм	71
Редуктор с винтовой передачей GP32S	
Макс. линейное усилие (длительное), Н	474
Передаточное отношение	3,7:1 (26:7)
Макс. линейная скорость, мм/с	72
Точность позиционирования, мм	0,037
Диаметр, мм	32
Длина без винтовой передачи (редуктора), мм	51
Длина с винтовой передачей (редуктором), мм	252
Тормоз AB28	
Диаметр, мм	40
Длина, мм	42
Энкодер HEDL 5540	
Количество импульсов на оборот, шт.	500
Габариты, мм	41,2x30x18,3
Сборка сервопривода	
Макс. линейное усилие (длительное), Н	474
Макс. линейная скорость, мм/с	63
Диаметр, мм	46
Длина без винтовой передачи, мм	174
Длина с винтовой передачей	375

Конструктивно разработанный и изготовленный стенд для отработки системы дистанционного управления элероном на основе электропривода включает следующие основные компоненты (рисунок П1.2):

- силовой каркас с установленным на нем макетом элерона;
- узел нагружения;
- сервосистема на базе электродвигателя Maxon Motor;
- механизмы проводки управления.

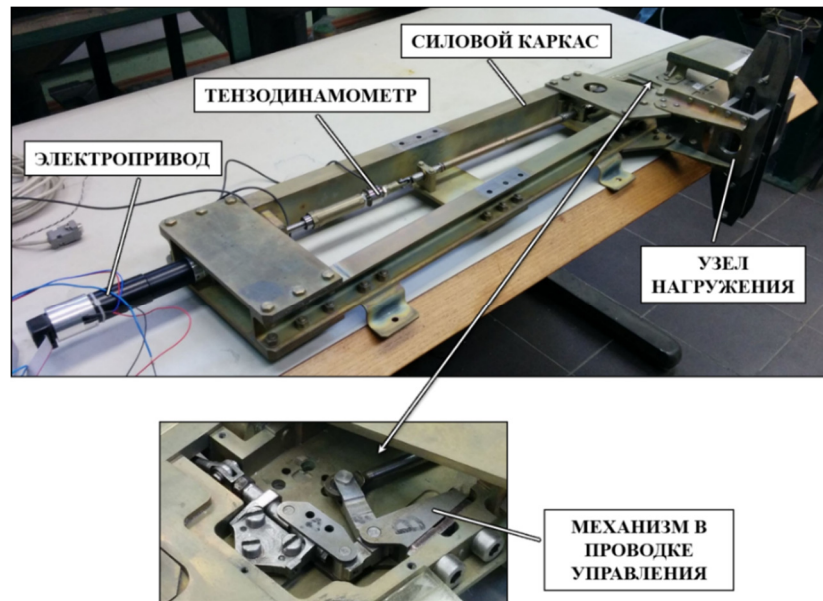


Рисунок П1.2 – Стенд-имитатор системы дистанционного управления на основе электропривода

Элерон вращается на петлях, в которых располагаются шариковые радиальные однорядные подшипники. Это обеспечивает минимальное трение при повороте элерона на требуемые углы отклонения ($-25^\circ \div 25^\circ$). Имитация нагрузки, действующей на элерон во время проведения трубных испытаний, на стенде осуществляется узлом нагрузки. Спроектированы и изготовлены 2 типа нагружающих устройств (рисунок П1.3).

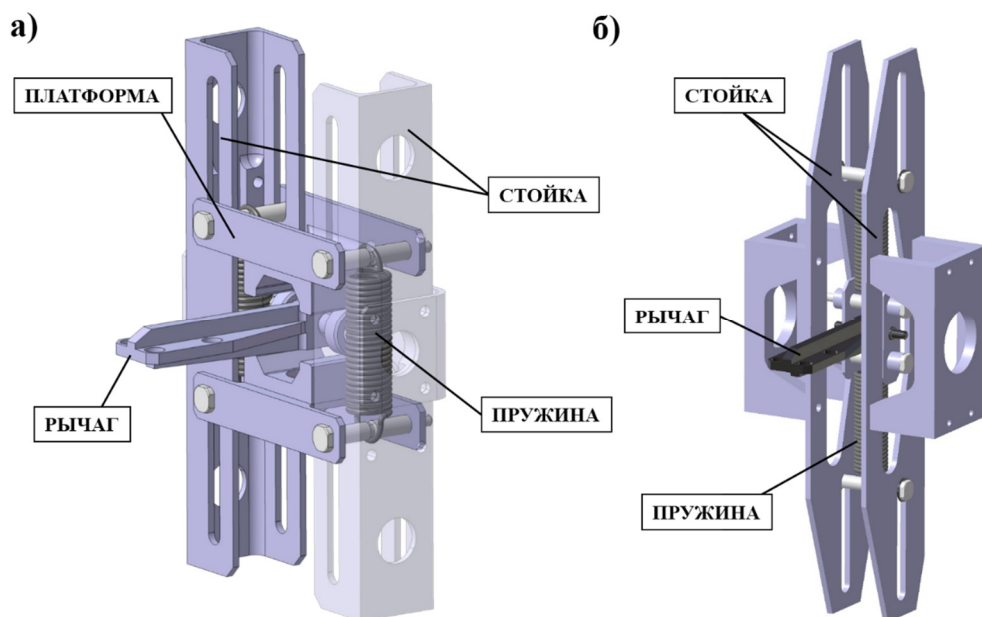


Рисунок П1.3 – Устройства нагружения: с двухпружинной (а) и однопружинной (б) загрузкой

Вариант 1 (рисунок П1.3а) состоит из двух стоек, рычага с осью и двумя роликами, двух платформ, перемещающихся вдоль стоек, кронштейнов крепления к силовому каркасу стенда, а также двух пружин растяжения. При повороте элерона на требуемые углы пружины растягиваются, обеспечивая при этом усилия эквивалентные нагрузкам, действующим на элерон в аэродинамической трубе. При отклонении рулевой поверхности на положительный угол фиксируется положение нижней платформы (она попадает в упоры, выполненные в стойках узла нагружения), в этом случае перемещается только верхняя платформа. При повороте рулевой поверхности в отрицательном диапазоне углов фиксируется положение верхней платформы, а нижняя платформа перемещается. Отличительной особенностью конструкции является то, что при отклонении рулевой поверхности на заданные углы (от нулевого до крайнего положения) происходит поступательное наращивание действующей на нее нагрузки. Максимальное значение нагрузки достигается на критическом (крайнем) угле отклонения, близко к тому, как это происходит в процессе аэродинамического эксперимента. Рулевая поверхность в процессе эксперимента, отклоняясь на больший угол, создает большее лобовое сопротивление и, как следствие, подвергается большому нагружению [79]. Недостатком первого варианта узла нагружения стала возможность возникновения перекоса перемещающихся вдоль стоек платформ при несовершенстве и определенной разнокалиберности серийных пружинных изделий. Хотя установленные на стенде пружины имели незначительные различия в длине и номинальном усилии, при отклонении элерона платформы двигались неравномерно. Возникающий при этом паразитный изгибающий момент приводил к увеличенному износу подшипников, установленных в местах закрепления элерона на консоли крыла.

В варианте 2 с однопружинной загрузкой (рисунок П1.3б) при отклонении элерона в работе одновременно принимает участие только одна пружина: при перемещении в положительном направлении – нижняя, в отрицательном – верхняя. При этом не участвующая в работе пружина с закрепленной на ней осью

перемещалась вдоль стоек в пазах. Данное решение позволило добиться плавного перемещения элерона при требуемом нагружении в процессе испытаний [80].

Удаленное расположение от отклоняемого элерона управляющего сервопривода потребовало разработки и включения в кинематическую схему проводки управления специальных передаточных механизмов: с возвратно-поступательным и вращательным движениями (рисунок П1.4) [73].

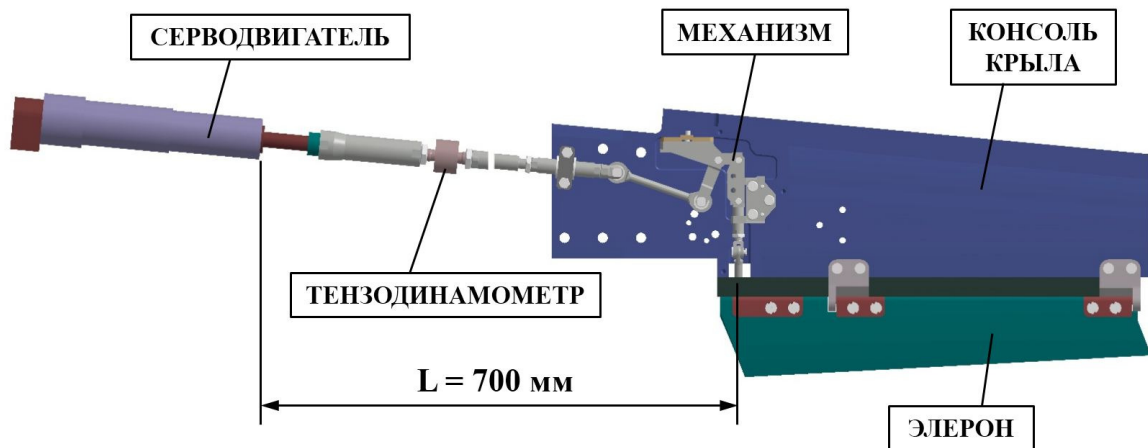


Рисунок П1.4 – Схема размещения механизма проводки управления

Механизм с возвратно-поступательным движением (рисунок П1.5) состоит из: опоры, водила с наvernутыми на него толкателями, серьги, рычага и кронштейна. Он соединяет элерон с сервоприводом тягами 1 и 2. Водило с толкателями совершают возвратно-поступательные движения вдоль оси проушин опоры и через тягу 2 поворачивают элерон на требуемые углы отклонения. Вращательные движения рычага трансформируются в возвратно-поступательные движения толкателей через серьгу. При этом угол поворота серьги относительно оси толкателей не превышает двух градусов, что существенно уменьшает составляющую нагрузки, изгибающей толкатели. Достоинством механизма является его малый размер (высота) в плоскости движения звеньев [81].

Механизм с вращательным движением звеньев показан на рисунке П1.6. Он состоит из: опоры и рычага, который соединяется с элероном и сервоприводом тягами 1, 2 и вилкой. Вращательное движение рычага через тягу 2 и вилку непосредственно передается во вращательное движение элерона. Согласование перемещений в двух взаимно-перпендикулярных плоскостях вращения рычага и

элерона осуществляется за счет установки шарнирных соединений. Шарнирные соединения позволили компенсировать неточности изготовления и сборки [75, 82].

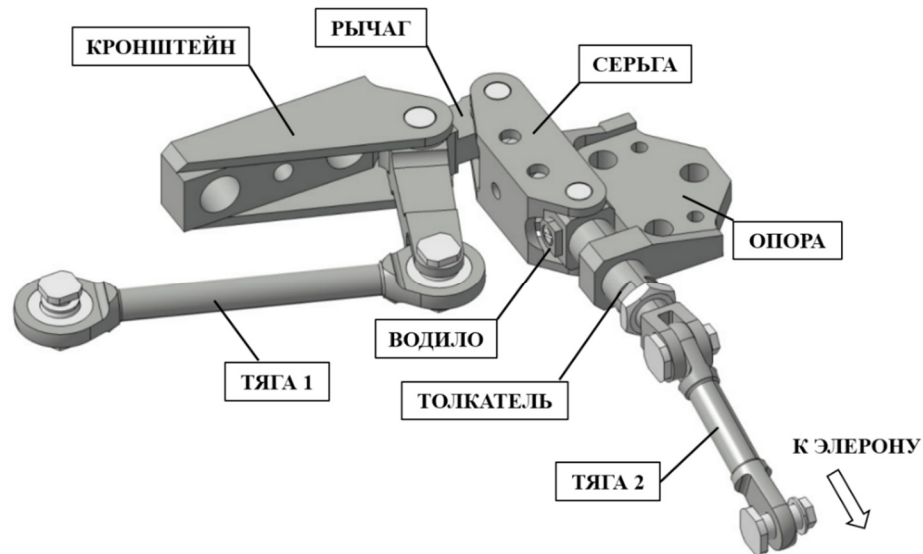


Рисунок П1.5 – Механизм с возвратно-поступательным движением

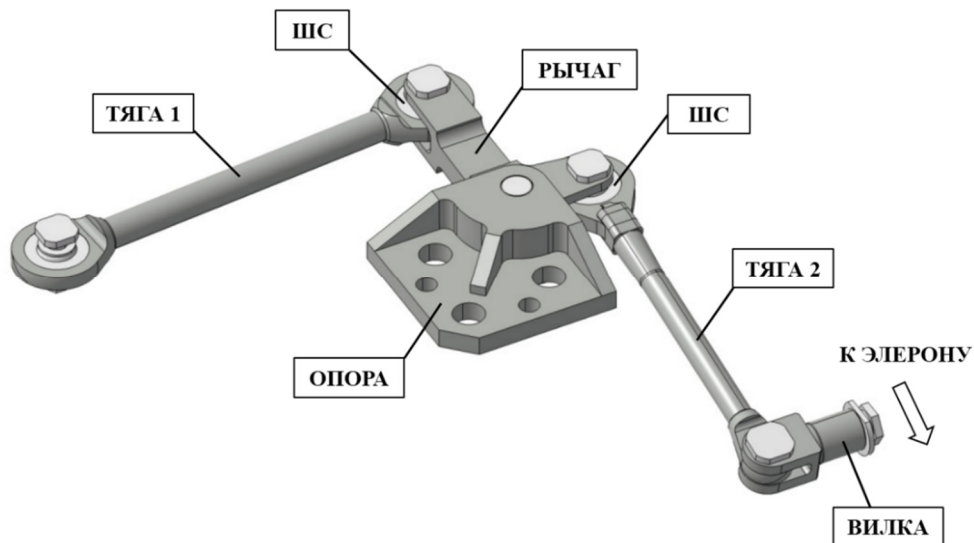


Рисунок П1.6 – Механизм с вращательным движением

Проведенные испытания, спроектированного стенда-демонстратора, показали возможность реализации разработанной системы, актуальность выбранной кинематической схемы и передаточных механизмов. Относительно большие габариты электродвигателя, не позволившие разметить его рядом с элероном, не обеспечивали требуемую по условиям подобия скорость перекладки элерона (ниже требуемой на 11%), а также вызвали необходимость устранения люфтов в проводке управления.

Приложение 2. Конструкции стенда-демонстратора системы дистанционного отклонения элероном на основе гидропривода

На рынке готовой продукции гидравлические приводы с требуемыми характеристиками отсутствуют. В соответствии с соотношениями §2.4.2 были выполнены разработка и изготовление прототипа, а затем и опытного образца компактного гидравлического привода [83]. Изготовленные образцы показаны на фото (рисунке П2.1).

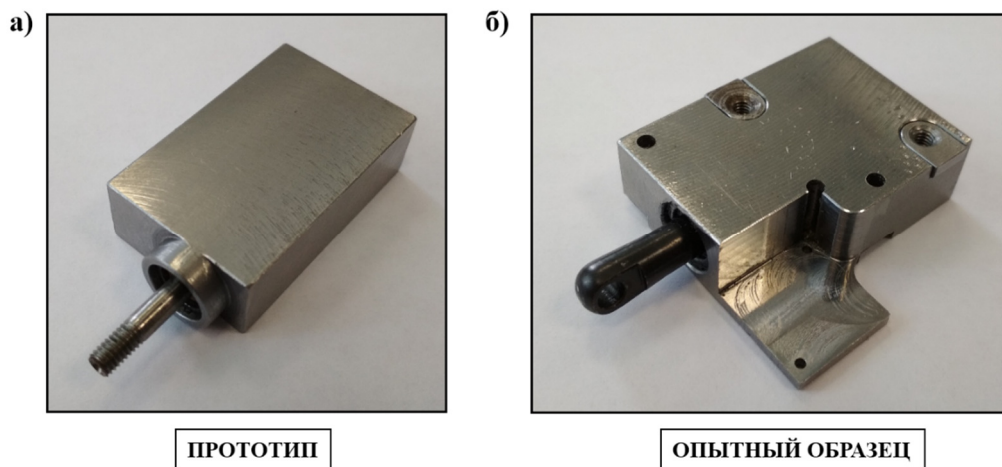
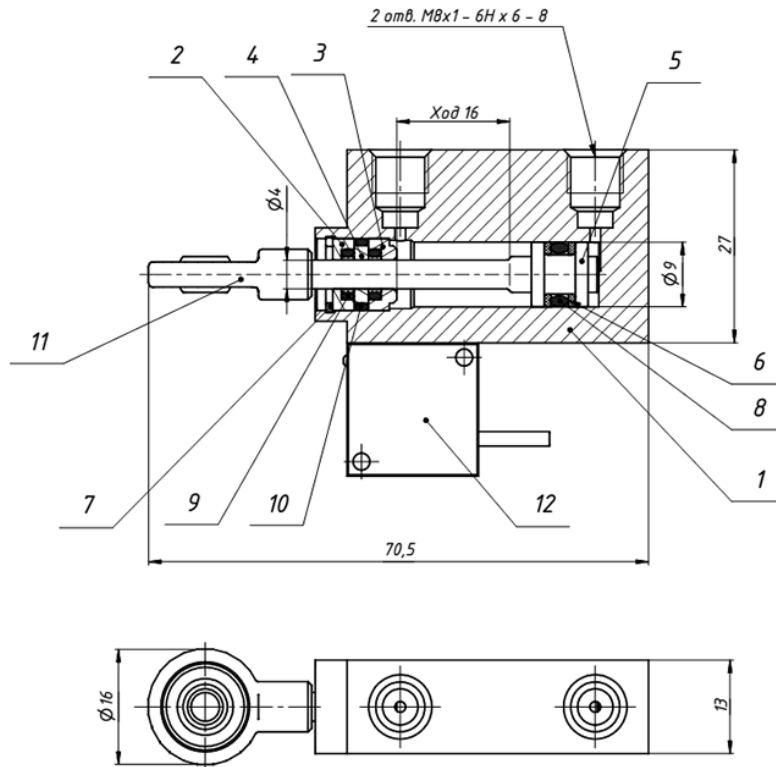


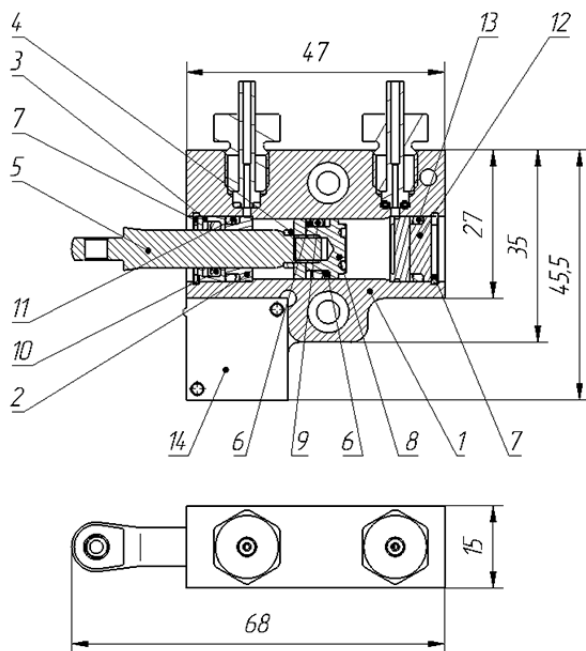
Рисунок П2.1 – Прототип (а) и опытный образец (б) гидроцилиндра для комплектации системы дистанционного отклонения

Характеристики изготовленного гидравлического привода: габариты прототипа гидроцилиндра – 27х45х13 мм (рисунок П2.2). Габариты опытного образца (рисунок П2.3), обеспечивающие его закрепление на консоли крыла, были несколько увеличены – 35х47х15 мм; ход штока – 15 мм; развиваемое усилие и скорость движения штока при номинальном давлении системы $p = 25$ МПа и объемном расходе в напорной линии $Q = 2$ л/мин – 190 кгс и 88 мм/сек соответственно. На базе разработанного гидропривода был спроектирован стенд-демонстратор системы дистанционного отклонения, разработана кинематическая схема передаточного механизма, а также спроектировано устройство нагружения (рисунок П2.4) [84].



Позиция	Наименование
1	Корпус
2	Грундбукса
3	Втулка
4	Шайба
5	Шток
6	Кольцо защитное
7	Кольцо стопорное
8	Уплотнение поршня
9	Уплотнение штока
10	Уплотнение буксы
11	Шарнирное соединение
12	Датчик перемещения

Рисунок П2.2 – Чертеж-схема прототипа гидроцилиндра



Позиция	Наименование
1	Корпус
2	Грундбукса
3	Втулка
4	Шайба
5	Шток
6	Кольцо защитное
7	Кольцо стопорное
8	Поршень
9	Уплотнение поршня
10	Уплотнение штока
11	Уплотнение буксы
12	Крышка
13	Уплотнение крышки
14	Датчик перемещения

Рисунок П2.3 – Чертеж-схема опытного образца гидроцилиндра

Силовой каркас макета-демонстратора системы дистанционного управления показан на рисунке П2.5. Его конструкция состоит из двух балок, соединенных между собой стяжками и четырьмя стойками, установленными на опорных поверхностях балок. Сверху к стойкам крепится фрагмент консоли крыла, с установленным элероном.

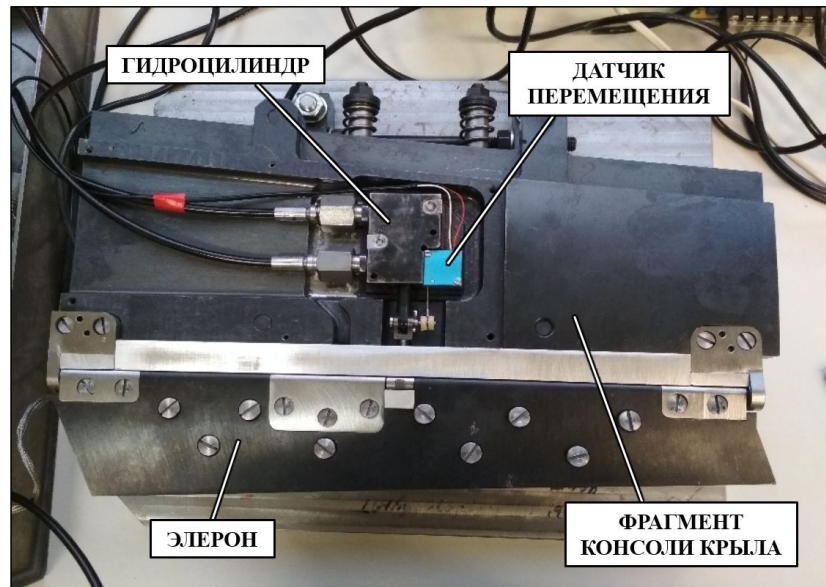


Рисунок П2.4 – Стенд-демонстратор системы дистанционного отклонения элероном на основе гидропривода

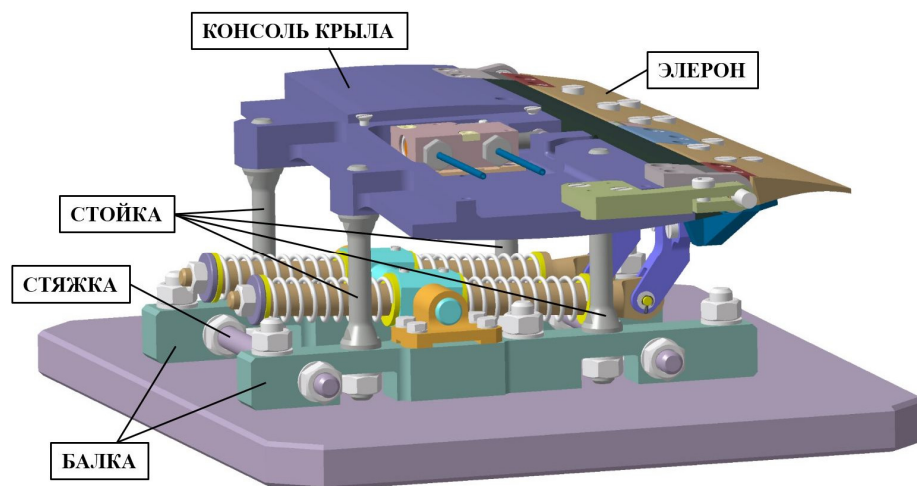


Рисунок П2.5 – Трехмерная модель макета-демонстратора системы дистанционного управления на основе гидропривода

Крепление элерона к консоли крыла осуществляется аналогично конструкции, реализованной на стенде-демонстраторе, где в качестве силового привода использовался электрический двигатель. Элерон также вращается на петлях, а его поворот относительно своей оси осуществляется гидроцилиндром через промежуточную тягу, соединяющуюся с вилкой макета тензовесов (рисунок П2.6).

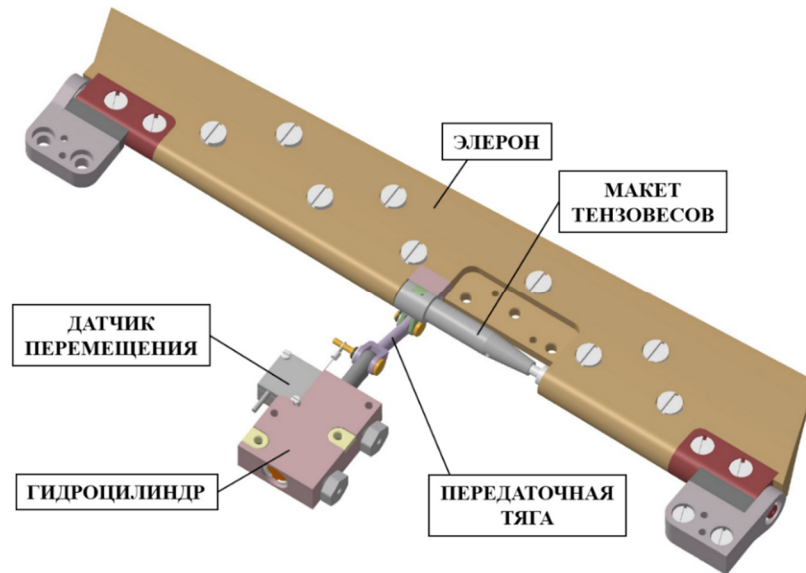


Рисунок П2.6 – Крепление макета тензометрических весов

Имитация действующей на элерон нагрузки осуществлялась при помощи пружинного устройства нагружения (рисунок П2.7) [85]. Равномерная передача действующей на элерон нагрузки по всей его площади обеспечивается введением в конструкцию поддерживающего кронштейна.

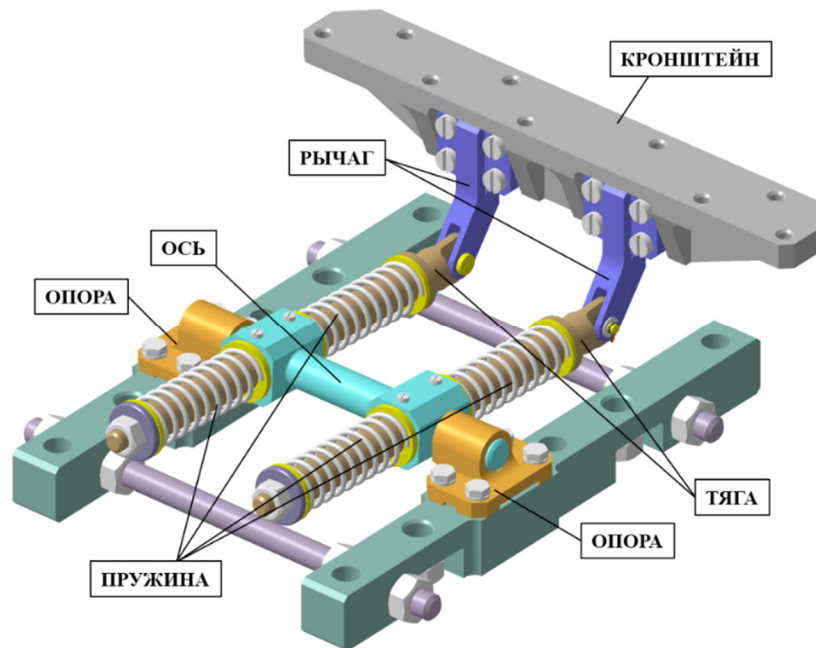


Рисунок П2.7 – Пружинное устройство нагружения

На первом этапе реализации в стенде-демонстраторе контроль углового положения элерона осуществлялся с помощью тросикового датчика линейного перемещения UniMeasure ZX-PA-1.5 (США) (рисунок П2.8а), закрепляемого непосредственно на штоке гидроцилиндра. Датчик положения штока

гидроцилиндра являлся элементом обратной связи в системе управления элероном. Однако опосредованное измерение углового перемещения элерона по линейному перемещению штока оказалось неудовлетворительным. В результате линейный датчик был заменен на угловой цифровой энкодер ЛИР-МА208Е (Россия) (рисунок П2.8б), устанавливаемый непосредственно на оси поворота элерона. Его характеристики даны в таблице П2.1.

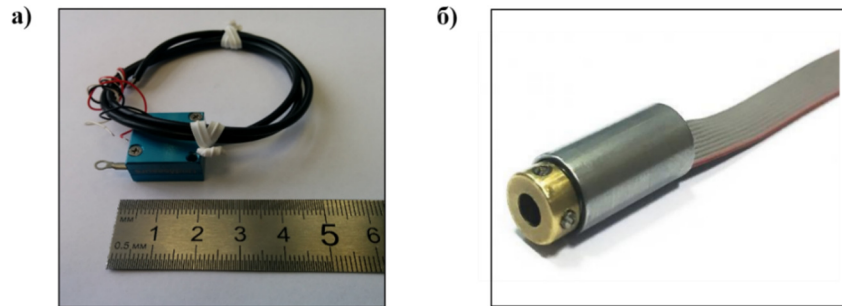


Рисунок П2.8 – Линейный датчик перемещения (а) и угловой энкодер (б)

Таблица П2.1 Основные параметры энкодера ЛИР-МА208Е

Габариты	Ø7x19 мм
Носитель	Постоянный магнит
Масса (без кабеля)	~0,01 кг
Диаметр вала	3
Допустимая радиальная нагрузка на вал	≤3 Н
Допустимая осевая нагрузка на вал	≤3 Н
Момент страгивания ротора	≤ 0,002 Нм
Момент инерции ротора	1,1x10 ⁻⁸ кг·м ²
Интервал рабочих температур	0...+70°C
Максимальное ударное ускорение при t = 11 мс	≤ 100 м/с ²
Максимальная скорость вращения	6000 об/мин
Степень защиты от внешних воздействий	IP50
Вибрационное ускорение (от 55 до 2000 Гц)	≤ 50 м/с ²
Вид выходного сигнала	RS422
Тип выходного кода	Код Грея
Ток потребления	≤ 50 мА
Напряжение питания	+5 В
Количество разрядов	10 / 12

Каждому положению вала энкодера соответствует уникальный код, который может быть считан сразу же после подачи питания на датчик, что позволяет сохранять информацию о текущем положении элерона даже в тот момент, когда измерительная система отключена. Используемый в конструкции макета системы дистанционного отклонения элероном энкодер имел разрядность равную 10, что соответствует 1024 отслеживаемых позиций на оборот 360 градусов. Получаемая

при этом точность позиционирования, отклоняемого во время испытаний элерона, составляет ± 0.175 градуса. Основное преимущество применения цифрового энкодера в системе управления элероном: отсутствие «дребезга» сигнала в цифровом формате, а также прямое измерение угла поворота.

Гидравлическая система (представлена АО «Техпром-АКС») состоит из разработанного гидравлического цилиндра, гидравлического блока, блока управления, гидравлической станции, системы охлаждения, контрольно-измерительной системы, комплекта металлических труб и рукавов высокого давления. Для управления гидроцилиндром используется малогабаритный сервопропорциональный распределитель FF101-1 (КНР), выполненный по схеме «дрессель-сопло-заслонка».

На стенде-демонстраторе было реализовано два варианта конструкции гидравлических блоков управления потоком рабочей жидкости (рисунок П2.9а): со встроенным двусторонним гидрозамком (рисунок П2.9б) и с непосредственным управлением гидроцилиндром (рисунок П2.9в). На рисунке П2.9 показаны их основные элементы: монтажная плита (1), сервораспределитель (2), гидрозамки (3), заглушки (4).

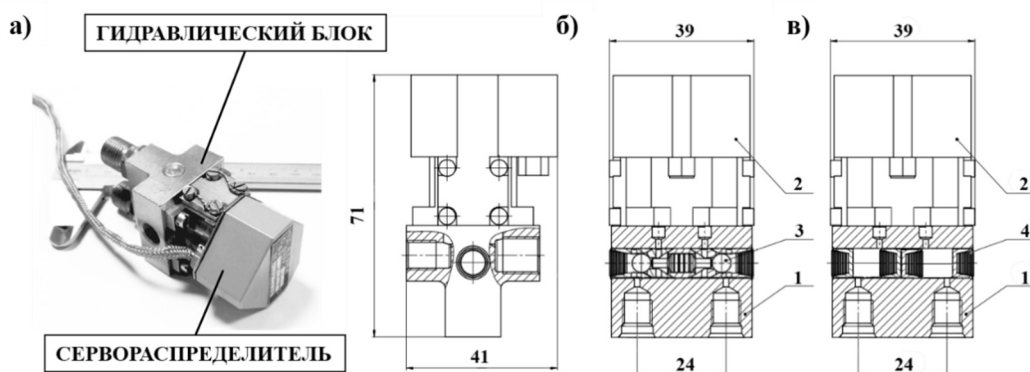


Рисунок П2.9 – Гидравлический блок управления: с установленным сервораспределителем (а); конструктивная схема гидроблока со встроенным гидрозамком (б); с непосредственным управлением (в)

Источником гидравлической энергии для гидроцилиндра служит компактная гидравлическая станция, обеспечивающая нагнетание гидравлической жидкости и

ее передачу в рабочие полости исполнительного гидроцилиндра. Гидростанция с входящими в ее состав компонентами показана на рисунке П2.10.

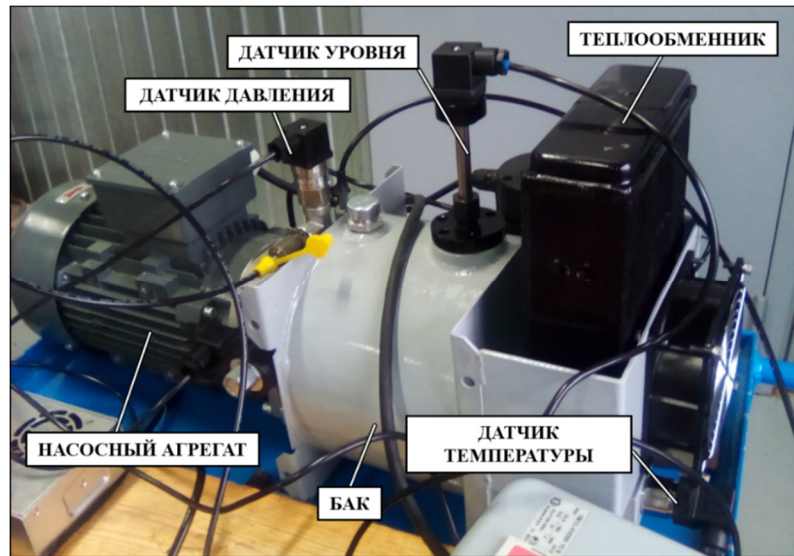


Рисунок П2.10 – Гидравлическая станция стенда-демонстратора СДУ

На первом этапе реализации системы дистанционного отклонения, когда контроль углового перемещения элерона осуществлялся опосредованно по положению штока гидроцилиндра, для управления работой сервораспределителем использовался штатный поставляемый производителем контроллер (рисунок П2.11а). Он позволял осуществлять управление текущим положением штока гидроцилиндра по каналу обратной связи с аналоговым датчиком линейного перемещения ZX-PA-1.5. Замена датчика линейного перемещения на цифровой угловой энкодер потребовало замены штатного контроллера, не позволяющего взаимодействовать по цифровому каналу связи с контроллером другого производителя. Использование лабораторного контроллера USB-6001 фирмы National Instruments (США) (рисунок П2.11б) одновременно с модулем ввода-вывода NI 9381 позволило эмулировать работу порта RS-422 контроллера, получать и обрабатывать данные энкодера и организовать управление сервораспределителем по заданному угловому положению отклоняемого элерона.

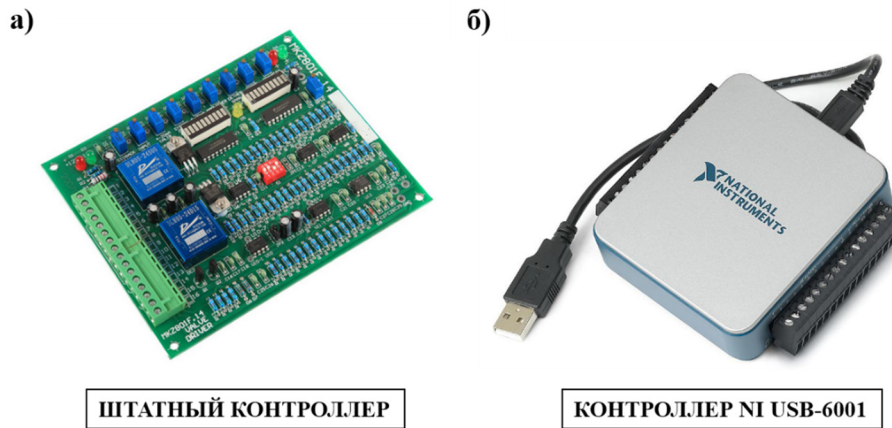


Рисунок П2.11 – Штатный контроллер сервораспределителя FF101-1 (а) и лабораторный контроллер NI-USB-6001 (б)

Для организации взаимодействия оператора с системой дистанционного отклонения элероном разработано специальное программное обеспечение (ПО). ПО позволяет задавать угловое положение элерона; организовывать взаимодействие с гидравлической системой; вносить коррекцию в процесс управления системы с помощью коэффициентов регулирования; визуализировать поступающие данные от датчиков гидравлической системы (температуры, давления, объема рабочей жидкости в маслобаке); документировать результаты испытаний.

Модификация гидравлической системы по результатам отработки на стенде-демонстраторе

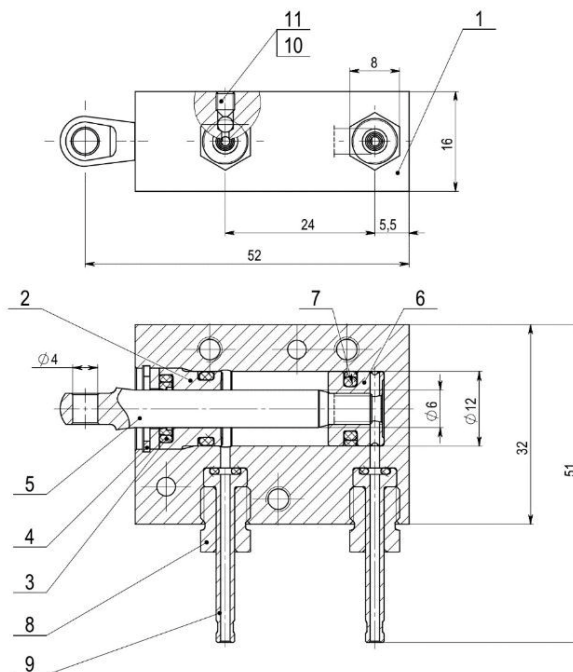
Гидравлический цилиндр

Опытная эксплуатация гидроцилиндра показала: значительные усилия «страгивания» штока (более 3% от номинальной нагрузки), вследствие применения в подвижных парах (шток, букса, поршень, гильза) стандартных резиновых уплотнений (ГОСТ 9833-73); отсутствие в гидроцилиндре средств удаления воздуха из рабочих полостей, что вызывало необходимость демонтажа всей напорной линии при его появлении; периодическое «выдавливание» задней крышки гидроцилиндра в процессе работы из-за низкого качества стопорных колец, представленных на отечественном рынке.

В результате конструкторско-технологической проработки выявленных недостатков прототипа и опытного образца гидроцилиндра (рисунки П2.1-П2.3) была усовершенствована его конструкция (рисунки П2.12, П2.13): гильза в корпусе выполнена в виде глухого отверстия, что снизило вероятность отказа по «выдавливанию» задней крышки; конструкция гидроцилиндра дополнена каналами удаления воздуха из гидросистемы; установлены комбинированные уплотнения Trelleborg (Швеция), снижающие необходимое усилие «страгивания» и потери на трение при работе гидроцилиндра.



Рисунок П2.12 – Изготовленный рабочий образец гидроцилиндра



Позиция	Наименование
1	Корпус
2	Грундбукса
3	Уплотнение штока
4	Кольцо стопорное
5	Шток
6	Поршень
7	Уплотнение поршня
8	Штуцер
9	Ниппель
10	Шарик
11	Винт стопорный

Рисунок П2.13 – Чертеж-схема рабочего образца гидроцилиндра

Для удаления воздуха в конструкции гидроцилиндра применены шариковые клапаны, имеющие предельно малые габариты.

Гидравлические блоки управления и редуцирования

В процессе проведения испытаний на стенде-демонстраторе были выявлены следующие недостатки опытных гидравлических блоков управления. Блок с прямым управлением требовал постоянного регулирования сервораспределителя. Качество управления зависело от внешних факторов: чистоты и температуры рабочей жидкости. Наблюдались проблемы с удержанием нагрузки. Блок с двусторонним гидрозамком имел значительное запаздывание срабатывания по сравнению с блоком прямого управления (в ~ 2 раза), но при этом обеспечивал надежную фиксацию положения штока гидроцилиндра и удержание углового положения элерона. Для обеспечения режима «заморозки» (жесткой фиксации углового положения элерона во время испытаний) был реализован гидравлический блок управления с модифицированной конструкцией. Он представляет собой стальную монтажную плиту с установленным на ней сервораспределителем и встроенным гидрозамком с электроуправлением (рисунок П2.14).

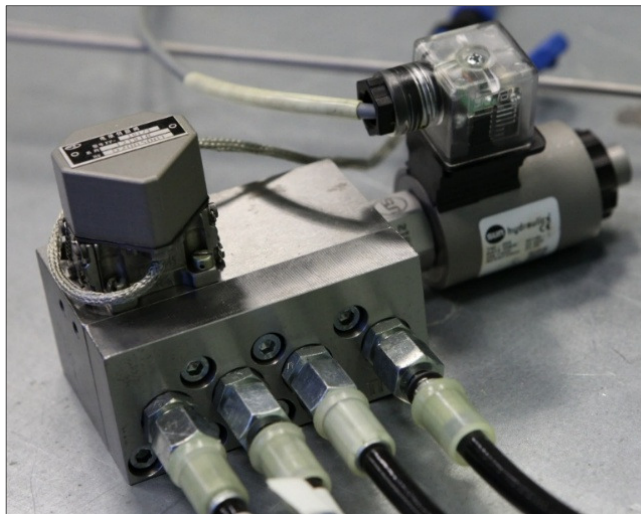


Рисунок П2.14 – Общий вид гидравлического блока управления модифицированной конструкции

При подаче управляющего сигнала на катушку распределителя Р2, управляющий элемент (плунжер) открывает клапаны гидрозамка (рисунок П2.15). При снятии сигнала полости гидроцилиндра блокируются. Минимальный объем рабочих полостей обеспечивает высокое быстродействие системы.

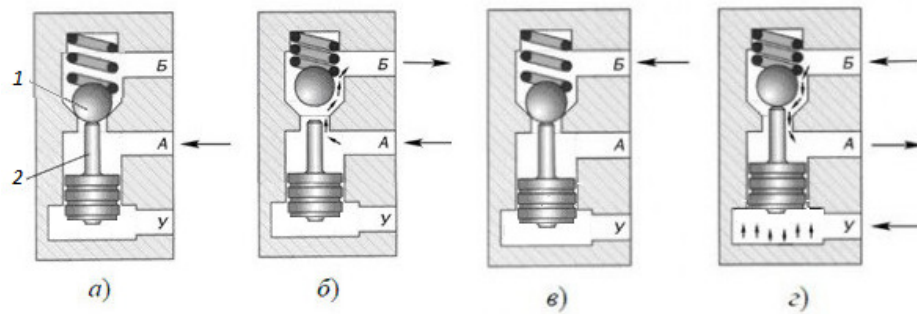


Рисунок П2.15 – Принцип работы одностороннего гидрозамка: 1 – клапан гидрозамка, 2 – управляющий элемент (плунжер)

Принцип работы гидрозамка следующий [85]:

- давление подается в полость «А» (рисунок П2.15а), клапан 1 открывается, поток жидкости проходит в полость «Б» (рисунок П2.15б);
- рабочее давление подается в полость «Б», полость «У» разгружена, клапан 1 заперт, поток в полость «А» блокирован (рисунок П2.15в);
- рабочее давление подается в полость «Б», в полость «У» подается управляющее давление, управляющий элемент 2 открывает клапан, поток проходит в полость «А» (рисунок П2.15г).

Гидравлическая станция монтируется за пределами рабочего контура АДТ, в кабине управления, на расстоянии от модели ~ 30 м. Для компенсации гидравлического удара и пульсаций давления в гидравлической системе устанавливается обратный клапана, а перед гидроблоком управления – редукционный гидроблок с пневмогидроаккумулятором (рисунок П2.16). Рабочий объем аккумулятора редукционного гидроблока – 50 мл.

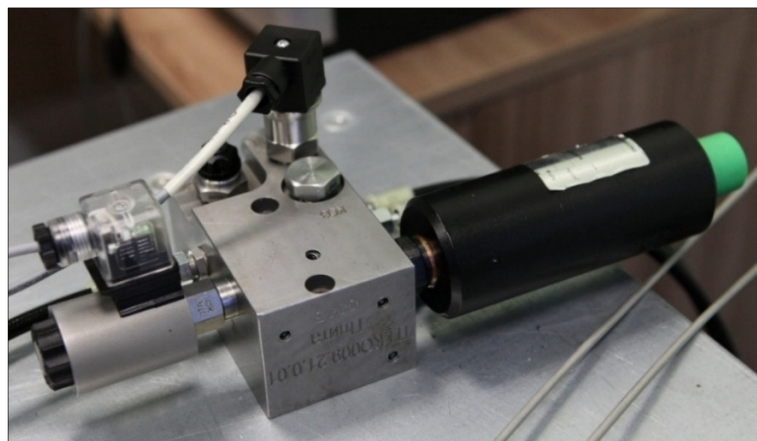


Рисунок П2.16 – Редукционный гидроблок с пневмогидроаккумулятором

Гидравлическая станция

Насосный агрегат гидростанции, реализованной на стенде представлял собой сборку электродвигателя, гидроплиты и погружного шестеренного насоса. В ходе предварительной эксплуатации агрегата были выявлены следующие проблемы в работе: избыточная мощность электродвигателя и производительность насоса (2 кВт, расход до 2.2 л/мин при давлении 25 МПа) вызывали перегрев рабочей жидкости, срабатыванию системы защиты и отключению привода; избыточный шум и вибрации; погружное исполнение насоса затрудняло обслуживание (для замены рабочей жидкости требовалась полная разборка агрегата).

С учетом опыта эксплуатации прототипа гидравлического агрегата была выполнена модификация, улучшающая конструкцию гидравлической станции (рисунок П2.17).

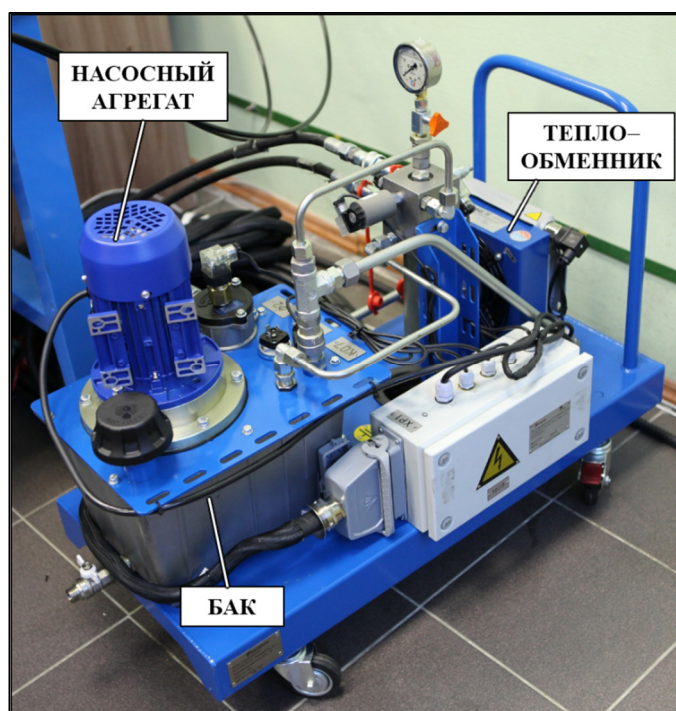


Рисунок П2.17 – Модифицированная гидростанция

В состав усовершенствованного насосного агрегата вошли: насос, асинхронный электродвигатель с короткозамкнутым ротором АИР 71А4ІМ2081, колокол и комплект муфт. Для обеспечения рекомендуемых параметров по частоте вращения шестеренного насоса, выбран четырехполюсный двигатель с номинальной частотой вращения 1500 об/мин. Гидравлическое питание привода и

циркуляция рабочей жидкости в системе фильтрации и охлаждения в модифицированной конструкции обеспечивается двухпоточным шестеренчатым насосом.

У гидравлического бака, установленного на стенде, также выявились недостатки: сложная конфигурация внутренних полостей затрудняла технологическую промывку (большое количество «слепых» зон потенциального скапливания загрязнений); недостаточная поверхность теплоотдачи; существенный вес.

Для снижения массы агрегата и повышения эффективности теплообмена в модифицированной конструкции гидростанции стальной бак заменен на алюминиевый, емкостью 10 л. Бак оснащен визуальным указателем уровня масла и сливными отверстиями. Крышка бака позволяет монтировать на нем различную технологическую оснастку и оборудование.

В конструкции прототипа системы управления элероном был применен нестандартный воздушно–масляный теплообменник, эффективность которого для стабильного охлаждения гидросистемы была недостаточна. В улучшенном агрегате в качестве элемента охлаждения применен воздушно-масляный теплообменник 2000K фирмы Emmegi (Италия) (рисунок П2.18). Теплообменник имеет более высокую эффективность рассеяния ($0.04 \text{ кВт/}^{\circ}\text{C}$, при расходе 10 л/мин), и меньшее гидравлическое сопротивление.



Рисунок П2.18 – Воздушно-масляный теплообменник Emmegi 2000K

При максимальной температуре рабочей жидкости $\sim 60^{\circ}\text{C}$ (из условий эксплуатации шестеренчатого насоса) и температуре окружающей среды $\sim 25^{\circ}\text{C}$,

рассеиваемая мощность теплообменника составила ~ 1.4 кВт, что надежно защитило гидравлическую систему от перегрева.

Для предотвращения загрязнения рабочей жидкости продуктами износа в гидравлической системе установлены два компактных напорных фильтра, оснащенных индикаторами загрязнения: в системе фильтрации и охлаждения и в напорной магистрали гидроблока управления.

Гидравлическая схема системы дистанционного отклонения элерона

В результате проведенной модернизации отдельных элементов и агрегатов гидравлической системы, реализованной на стенде-демонстраторе, был определен состав ее улучшенной конструкции с учетом всех выполненных изменений. Принципиальная схема усовершенствованной гидравлической системы показана на рисунке П2.19.

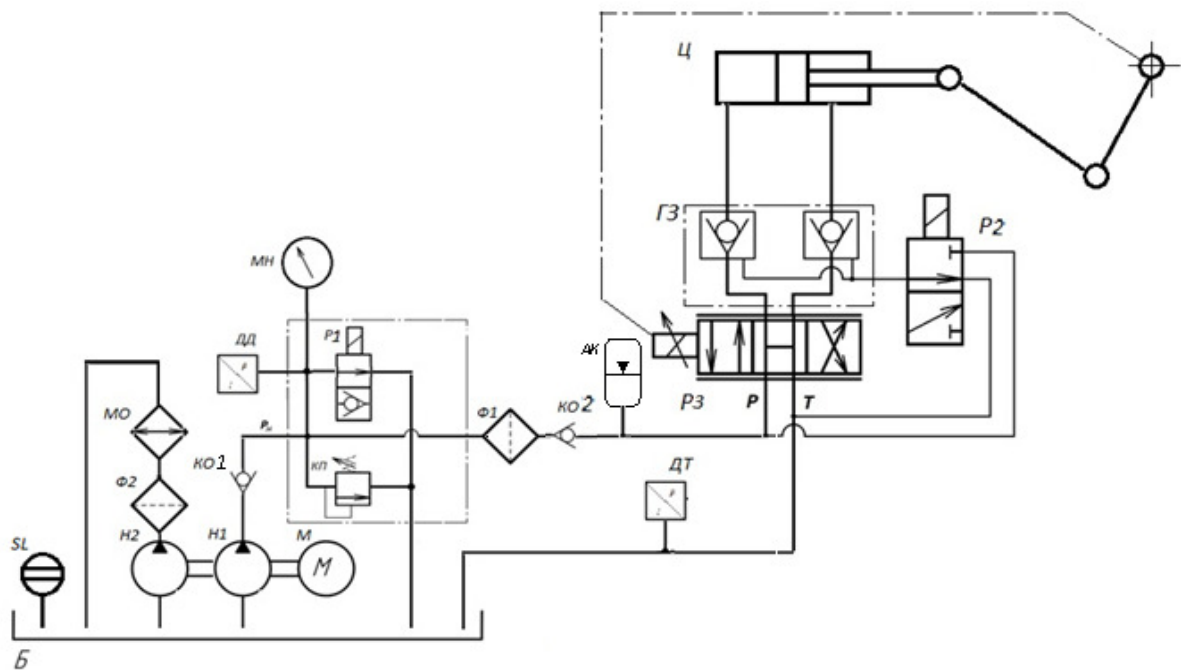


Рисунок П2.19 – Схема гидравлическая принципиальная модифицированной конструкции

Условные обозначения элементов, принятые на рисунке П2.19:

Б – бак;

М, Н1, Н2 – гидроагрегат;

SL – датчик уровня;

Р1 – распределитель 2/2 (разгрузки гидроагрегата);

ДД – датчик давления;

Ф1, Ф2 – фильтры напорные;	МН – манометр;
МО – теплообменник;	ДТ – датчик температуры;
Ф1, Ф2 – фильтры напорные;	РЗ – сервораспределитель;
КО1, КО2 – клапаны обратные;	ГЗ – гидрозамок;
КП – клапан предохранительный;	Р2 – распределитель 3/2;
АК – пневмогидроаккумулятор;	Ц – гидроцилиндр.

Автоматизация управления гидроприводом

В качестве основного управляющего устройства на стенде был применен лабораторный контроллер NI USB-6001. Его недостатками являются: низкая скорость передачи данных – до 480 Мбит/с; необходимость установки специального драйвера; возможность одновременной работы только с одним устройством; уязвимость к перегреву. Для реализации в аэродинамической трубе было принято решение использовать распространенный промышленный контроллер cRIO–9063 фирмы National Instruments (рисунок П2.20а). Он обеспечивает высокопроизводительную обработку сигналов, согласованный ввод–вывод для различных типов датчиков и тесно интегрированную цепочку программных средств.



Рисунок П2.20 – Универсальное шасси cRIO–9063 (а) и multifunctional модули ввода–вывода CompactRIO (б)

В системе CompactRIO контроллер с процессором и программируемой пользователем логической интегральной схемой (ПЛИС) может быть соединен с несколькими модулями согласованного ввода/вывода. Эти модули обеспечивают прямое подключение датчиков и реализацию специальных функций управления. Multifunctional модули ввода–вывода (рисунок П2.20б) позволяют

работать с сигналами цифровых и аналоговых датчиков, управлять рядом исполнительных устройств. Характеристики шасси приведены в таблице П2.2.

Таблица П2.2 Основные параметры универсального шасси cRIO–9063

Модель	cRIO–9063
Процессор	ARM Cortex–A9, 667 MHz, 2 ядра
Реконфигурируемая ПЛИС	Xilinx Zynq–7000, количество логических ячеек 85000, количество блоков ОЗУ 4480 кбит, количество каналов прямого доступа 16
Память, МВ	ПЗУ: 512; ОЗУ: 256
Разъемы под C–модули, шт	4
Порты	1* Gigabit Ethernet 1* USB–host 1* USB–device 1* RS–232
Напряжение питания, В	9 DC ÷ 30 DC
Максимальная потребляемая мощность, Ватт	18

Введенные в конструкцию гидросистемы системы изменения потребовали модификации разработанного ранее программного обеспечения.

Усовершенствованное ПО обеспечивает работу следующих функций:

- взаимодействие с оператором через человеко-машинный интерфейс;
- формирование задания и управление элероном полумодели;
- визуализацию поступающих данных процесса управления;
- непосредственное влияние на процесс управления с помощью коэффициентов регулирования;
- сохранение результатов испытаний с заданной частотой;
- контроль и управление работой гидростанции.

Интерфейс программного обеспечения показан на рисунке П2.21.

Пропорционально-интегрально-дифференцирующий (ПИД) регулятор, осуществляет формирование управляющего сигнала, обеспечивая заданные параметры переходного процесса. ПИД-регулятор формирует управляющий сигнал, являющийся суммой трёх слагаемых, первое из которых пропорционально разности входного сигнала и сигнала обратной связи (сигнал рассогласования), второе – интеграл сигнала рассогласования, третье – производная сигнала рассогласования.

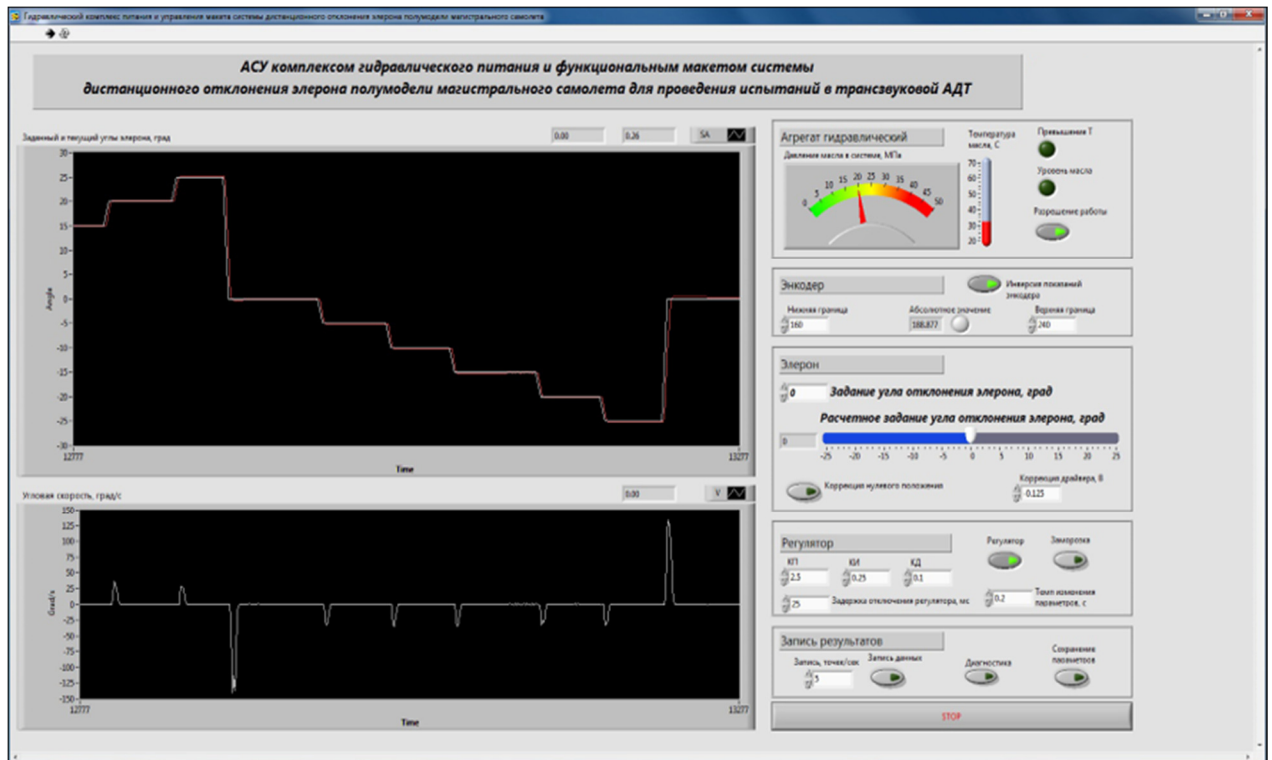


Рисунок П2.21 – Интерфейс модифицированного программного обеспечения системы дистанционного отклонения элероном

Недостатки, выявленные в результате эксплуатации стенда-демонстратора и проведенное их устранение иллюстрируются в таблице П2.3.

Таблица П2.3 Недостатки прототипа системы дистанционного отклонения элерона и их коррекция для испытаний в АДТ

Недостатки прототипа системы управления, реализованного на стендовом макете	Конструктивные решения системы управления, реализованной на функциональном макете
Значительные усилия «страгивания» штока гидроцилиндра (более 3% от номинальной нагрузки), в следствии применения в подвижных парах (шток, букса, поршень, гильза) стандартных резиновых уплотнений	Установлены современные комбинированные уплотнения Trelleborg, снижающие необходимое усилие «страгивания» и потери на трение при работе гидроцилиндра.
Отсутствие на гидроцилиндре средств удаления воздуха из рабочих полостей, что вызывало необходимость демонтажа всей напорной линии при возникновении «завоздушивания».	Конструкция гидроцилиндра дополнена каналами и шариковыми клапанами удаления воздуха из гидросистемы.
«Выдавливание» задней крышки гидроцилиндра при его эксплуатации (вследствие низкого качества стопорных колец, представленных на отечественном рынке).	Конструкция корпуса гидроцилиндра выполнена без отверстия в задней стенке.

Гидравлический блок не всегда обеспечивал жесткую фиксацию углового положения элерона при действующей нагрузке.	В конструкции гидравлического блока реализовано включение в его состав гидрозамка с электроуправлением, обеспечивающего режим «заморозки» отклоненного положения элерона.
Конструктивно отсутствовала возможность компенсации гидравлического удара и иных пульсаций давления на выходе из продолжительного участка гидравлической магистрали.	Для компенсации возможных негативных явлений в конструкцию гидравлической системы введен редуцирующий гидроблок с пневмогидроаккумулятором.
Избыточная мощность электродвигателя и производительность насосного агрегата гидростанции-прототипа приводили к перегреву рабочей жидкости.	Взамен электродвигателя гидростанции – прототипа применен асинхронный электродвигатель с короткозамкнутым ротором АИР 71А4ИМ2081 с номинальной частотой вращения 1500 об/мин и номинальной мощностью 0.55 кВт.
Погружное исполнение насоса затрудняло обслуживание насосного агрегата (для замены рабочей жидкости необходима была полная его разборка).	Отсутствие слепых зон в конструкции нового насосного агрегата.
Стальной гидравлический бак гидростанции-прототипа имел малоэффективную поверхность теплоотдачи и существенный вес.	В новой конструкции применен типовой алюминиевый бак емкостью 10 л, оснащенный визуальным указателем уровня масла и сливными отверстиями.
Воздушно–масляный теплообменник, реализованный на прототипе системы управления, не обладал достаточной тепловой эффективностью. Температура рабочей жидкости достигала предельных значений за время работы и приводила к остановке работы системы.	В конструкции нового насосного агрегата, в качестве элемента охлаждения применен воздушно-масляный теплообменник Emmegi 2000K, имеющий более высокую эффективность рассеяния, и меньшее гидравлическое сопротивление. Рассеиваемая мощность теплообменника составила до ~ 1.4 кВт.
Система фильтрации рабочей жидкости была малоэффективна. Отсутствовала индикация загрязненности фильтров, что приводило к выходу из строя сервораспределителя вследствие образования продуктов износа в системе.	Для предотвращения загрязнения рабочей жидкости продуктами износа, в состав гидравлической системы включены два компактных напорных фильтра: в системе фильтрации и охлаждения и в напорной магистрали блока управления. Фильтры оснащены индикаторами загрязнения.
Используемый на макете-демонстраторе контроллер обладал сравнительно низкой скоростью передачи данных, требовал установки специального драйвера, обеспечивал возможность одновременной работы только с одним устройством и имел склонность к перегреву.	Лабораторный контроллер был заменен на контроллер промышленного исполнения, обеспечивающий возможность высокопроизводительной обработки, согласованный ввод–вывод данных для различных типов датчиков.

Приложение 3. Акт внедрения результатов диссертационной работы в НИЦ АГД ФАУ «ЦАГИ» (копия)

УТВЕРЖДАЮ

Первый заместитель генерального
директора ФАУ «ЦАГИ»

А.Л. Медведский

2025 г.



АКТ

о внедрении научных результатов диссертационной работы А.В. Левицкого, представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук, в научно-исследовательском центре аэрогидродинамики ФАУ «ЦАГИ»

Настоящий акт подтверждает, что результаты диссертационной работы А.В. Левицкого «Разработка методов и средств обеспечения непрерывности экспериментальных исследований механизации крыла на моделях самолетов в аэродинамических трубах больших скоростей (на примере трансзвуковой аэродинамической трубы Т-128)», представленной на соискание ученой степени кандидата технических наук по специальности 2.5.13 – «Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация летательных аппаратов (технические науки)» внедрены в производственную практику исследовательского центра «АЭРОДИНАМИКА ЛА» НИЦ АГД, а именно:

1. Разработанная по результатам работы система дистанционного управления отклонением элерона на основе гидравлического сервопривода успешно внедрена в конструкцию крупномасштабной аэродинамической полумодели в АДТ Т-128.

2. Разработанный комплект гидравлической аппаратуры, включая насосную станцию с системой охлаждения рабочей жидкости, гидравлические и электрические магистрали, шкаф управления включены в состав технического оборудования АДТ и размещаются в рабочей части и кабине управления.

3. Гидросервопривод с энкодером, фиксирующим угловое положение и тензометрические весы, обеспечивающие в реальном времени измерение действующей аэродинамической нагрузки на элерон, размещаются в нише во внутренних объемах крыла, закрываемой профилированной крышкой без нарушения обводов аэродинамической полумодели.

4. В процессе испытаний подтверждены точность установки углового положения элерона, требуемая скорость его перекладки, а также время непрерывной работы системы управления, – 2 часа, необходимое для обеспечения эксперимента.

5. По сравнению с фиксированной установкой угловых положений элерона на кронштейнах, необходимое время на проведение эксперимента с системой дистанционного управления было сокращено в 10 раз.

6. Технические решения, предложенные в диссертационной работе А.В. Левицкого, а также комплекс разработанной аппаратуры могут быть рекомендованы для использования на аэродинамических полумоделях магистральных пассажирских и транспортных самолетов для исследования эффективности элеронов при реализации их управляемого движения в процессе эксперимента.

Начальник научно-исследовательского
центра аэрогидродинамики

 В.Г. Судаков

Начальник ИЦ «Аэродинамика ЛА» –
начальник лаборатории №20

 А.Р. Горбушин

Начальник сектора №79 ИЦ
«Аэродинамика ЛА»

 Д.И. Варганов

Приложение 4. Акт внедрения результатов диссертационной работы в НПП ФАУ «ЦАГИ» (копия)

УТВЕРЖДАЮ

Заместитель генерального директора по
развитию и эксплуатации
экспериментальной базы ФАУ «ЦАГИ»

М.А. Знаменский

2025 г.



АКТ

о внедрении результатов диссертационной работы А.В. Левицкого
в научно-производственном центре ФАУ «ЦАГИ»

В производственную практику научно-производственного центра (НПП) ФАУ «ЦАГИ» внедрены следующие результаты диссертационной работы А.В. Левицкого:

1. Разработанные и изготовленные в процессе выполнения диссертационной работы А.В. Левицкого стенды-демонстраторы системы дистанционного управления отклонением элерона введены в эксплуатацию и используются для внутрубной отработки параметров системы управления в научно-производственном центре ФАУ «ЦАГИ», в том числе:

– стенд-демонстратор на основе электросервопривода, состоящий из фрагмента консоли крыла с установленным на нем отклоняемым элероном, силового каркаса, узла нагружения, имитирующего нагрузку в аэродинамической трубе, и электрической сервосистемы, обеспечивающий проведение исследований электрических двигателей и редукторов с различной степенью редукции и вариантов передаточных механизмов проводки управления;

– стенд-демонстратор на основе гидросервопривода, включающий силовой каркас с установленным на нем отсеком консоли крыла крупномасштабной полумодели магистрального самолета, нагрузочное устройство, гидравлическую систему, компактные тензометрические весы и цифровой энкодер, позволяющий в лабораторных условиях провести оценку конструкторско-технологических решений, применяемых в процессе разработки системы управления отклонением элерона, кинематических схем передаточных

механизмов, особенностей эксплуатации специализированного гидравлического цилиндра и гидросистемы в целом, а также отклоняемых совместно с элероном компактных тензометрических весов, способных проводить в реальном времени измерения действующей аэродинамической нагрузки со стороны воздушного потока в аэродинамической трубе Т-128.

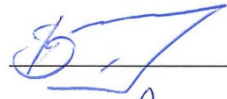
2. Результаты выполненной А.В. Левицким диссертационной работы использовались при выполнении договорных работ и государственных контрактов, шифры: «Модель 2011», «Мультиплекс», «Основа», «Скорость», «RESEARCH», «Развитие», «Стенд 2020», «Линия», «Магистраль-технологии», «Цифра», «Цифра 2».

Начальник научно-технического центра НПЦ



В.Д. Вермель

Заместитель начальника НТЦ по
обеспечению развития технологий и
производства НПЦ



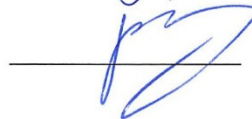
С.М. Балашов

Начальник отдела №2 НТЦ НПЦ



А.О. Шардин

Ведущий специалист НТЦ НПЦ



В.А. Козлов