

На правах рукописи

Волков Андрей Алексеевич

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ РЕЖИМОВ РАБОТЫ СИСТЕМ
ВЕНТИЛЯЦИИ ГЕРМЕТИЧНЫХ ОТСЕКОВ ПАССАЖИРСКИХ
САМОЛЕТОВ И ИХ ВЛИЯНИЕ НА ВЫБОР РАЦИОНАЛЬНЫХ
ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА

Специальность 05.07.02 «Проектирование, конструкция и производство
летательных аппаратов»

Автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата
технических наук

Москва – 2013

Работа выполнена на кафедре «Системы оборудования летательных аппаратов» Московского авиационного института (национального исследовательского университета)

Научный руководитель

доцент, кандидат технических наук
Скиданов Сергей Николаевич

Официальные оппоненты:

Морозов Генрих Иванович,
доктор технических наук, профессор,
кафедра «Системы жизнеобеспечения»
МАИ

Суворов Александр Витальевич,
кандидат технических наук, первый
заместитель главного конструктора ОАО
ПКО «Теплообменник»

Ведущая организация

Нижегородский государственный
технический университет им. Р.Е.
Алексеева (НГТУ)

Защита состоится 26 декабря 2013г. в 14:30 на заседании диссертационного совета Д212.125.10, созданного на базе федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: 125993, Москва, ГСП-3, Волоколамское шоссе, дом 4, в зале заседаний учёного совета МАИ (аудитория 302 главного административного корпуса).

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МАИ.

Автореферат разослан «25» ноября 2013

Ученый секретарь
Диссертационного совета

д.т.н. Долгов О.С.

Общая характеристика работы

Актуальность работы. К системам вентиляции воздуха пассажирских самолетов предъявляются требования по обеспечению необходимого микроклимата в отсеках пассажирских самолетов. Функцию поддержания температурного режима в отсеках выполняет системой кондиционирования воздуха (СКВ). При этом система должна выполнять данную функцию в широком диапазоне условий эксплуатации самолета и в условиях переменной тепловой нагрузки на рассматриваемый отсек.

Для каждого разрабатываемого пассажирского самолета необходимо произвести оценку температурных полей в кабине экипажа и пассажирском салоне, а также в отсеках размещения оборудования при эксплуатации в условиях высоких и низких температур, оценить длительность и качество переходных процессов при различных внешних условиях, определить рациональные законы регулирования температуры, провести сертификационные испытания и подтвердить соответствие конструкции СКВ требованиям норм в части температурных режимов в гермокабине. Кроме того, в связи с высоким уровнем автоматизации СКВ современных самолетов, без оценки переходных процессов невозможно определить законы и алгоритмы управления системой, закладываемые в вычислитель.

Поэтому при проектировании, испытаниях и сертификации встает необходимость экспериментального и(или) численного исследования. Наземные и летные натурные испытания в ожидаемых условиях эксплуатации самолета требует значительных временных и прочих затрат, поэтому с целью уменьшения объема доводочных и сертификационных испытаний совместно с испытаниями выполняется имитационное моделирование.

Таким образом, исследования, направленные на изучение проблемы нестационарных тепловых процессов в отсеках пассажирского самолета на основе методов математического моделирования, являются актуальными и составляют важную часть общей проблемы сокращения объема испытаний и совершенствования конструкции систем оборудования ЛА.

Научная новизна. В работе разработаны и проанализированы различные подходы к математическому описанию нестационарных тепловых процессов в пассажирском

салоне самолета. На основании разработанного математического описания получена модель, описывающая нестационарные температурные режимы и совместно с нестационарными режимами работу системы кондиционирования. На основании имитационного моделирования проанализированы различные варианты исполнения системы регулирования температуры с различными структурными схемами при различных внешних условиях. Выполнен анализ влияния контура обратной связи на переходные тепловые процессы. На основании обобщения и анализа экспериментальных данных подтверждена корректность применяемых подходов к математическому описанию физических явлений и подтверждена достоверность полученных математических моделей и результатов моделирования.

Целью диссертационной работы является:

- исследование подсистемы регулирования температуры в гермокабине при различных режимах работы, в том числе на стационарных и неустановившихся режимах;
- разработка методов расчета/моделирования неустановившихся режимов работы системы терморегулирования;
- разработка и анализ математических моделей, описывающих нестационарные тепловые процессы в гермокабине с учетом характеристик СКВ;
- формальное математическое описание требований к подсистеме терморегулирования и алгоритмов работы подсистемы;
- определение ограничений и диапазонов изменения параметров вводимых в алгоритм управления системой терморегулирования для обеспечения соответствия предъявляемым требованиям;
- оценка влияния различных параметров системы терморегулирования на переходные тепловые процессы в гермокабине;

Поставленная цель достигается анализом нестационарных режимов работы гермоотсеков и системы их вентиляции. Под нестационарными режимами работы будем понимать процессы, происходящие в герметичных отсеках, связанные с изменением определяющих параметров – давления и температуры.

Объектом исследования являются герметичные отсеки самолетов, параметры воздуха в которых определяются тепловой нагрузкой и работой систем кондиционирования воздуха и регулирования давления.

Методика исследований. Цель, поставленная в работе, достигается путем

- выработки обобщенной структурной схемы объекта;
- разработки математической модели объекта;
- имитационным моделированием системы терморегулирования и объекта регулирования – гермоотсека в зависимости от режима полета и параметров окружающей среды;
- экспериментальными исследованиями режимов работы гермоотсеков в зависимости от режимов полета самолета и, соответственно, параметров самолета, его систем и окружающей среды.

Достоверность результатов, полученных при использовании разработанных методов определения гидродинамических параметров воздуха в гермоотсеках подтверждается сходимость результатов, получаемых с помощью математической модели, с результатами проведенных наземных и летных испытаний.

Практическая значимость работы заключается в том, что созданная методика позволяет на этапе эскизного проектирования и при сертификации авиационной техники определить как стационарные, так и нестационарные тепловые режимы герметичных отсеков самолета, выбрать программу регулирования температуры в гермоотсеке для обеспечения минимального времени подготовки к вылету. Применение разработанного метода позволяет сократить объем натурных испытаний, в особенности климатических испытаний, за счет предварительной верификацией модели и последующего моделирования режимов работы, натурное исследование которых сопряжено со значительными временными и материальными затратами.

Апробация работы. Основные положения диссертационной работы докладывались и обсуждались на 9-й и 10-й Международных конференциях «Авиация и Космонавтика», МАИ, Москва, 2010г., 2011г.

Публикации. По материалам диссертации автором опубликовано 6 научных работ.

Реализация работы в промышленности. Результаты диссертационной работы использовались при проектировании, испытаниях, доводке и сертификации самолета RRJ95 в части комплексной системы кондиционирования.

Структура диссертационной работы. Работа состоит из введения, четырех разделов, выводов, списка используемой литературы. Общий объем диссертации составляет 174 страницы машинописного текста.

Общее содержание работы

В первой главе проводится анализ состояния проблемы обеспечения температурных режимов в отсеках самолетов, рассматриваются требования к температурным режимам и системам кондиционирования.

Глава содержит обзор работ посвященных вопросам проектирования систем кондиционирования и определению температурных режимов в отсеках самолетов. В отечественной литературе подробно рассматриваются и рассчитываются различные составляющие уравнения теплового баланса при стационарном температурном режиме в отсеке. На основании данного подхода формируются требования по тепло- и холодопроизводительности системы для различных режимов и далее определяется размерность системы и требования к основным агрегатам. Фактически, применение рассматриваемого в литературе подхода позволяет ответить на вопрос об установившейся (через неопределенный промежуток времени) температуре в отсеке в зависимости от температуры и расхода воздуха, подаваемого СКВ.

Несмотря на то, что описанный подход является классическим, он не позволяет полностью оценить температурные режимы в отсеках самолета. Так основываясь на анализе стационарных режимов трудно предсказать/смоделировать результаты натурных испытаний или дать оценку реальному температурному режиму в самолете при эксплуатации. Ограничения данного подхода связаны с тем, что нестационарные тепловые режимы в гермокабине самолета могут занимать значительную часть эксплуатационного цикла самолета. Так, например, при эксплуатации ближне- и среднемагистрального самолета в крайних климатических условиях нестационарные тепловые режимы в гермокабине могут занимать до 100% цикла, т.е. от начала подготовки к полету, заканчивая выгрузкой пассажиров. Переход к анализу нестационарных режимов связан со значительными трудностями. Так, для моделирования нестационарных тепловых режимов необходимо учитывать, что и сама СКВ также работает на неустановившемся режиме и параметры воздуха по тракту системы меняются в широких диапазонах с течением времени, что оказывает значительное влияние на переходные процессы. Таким образом, для оценки

нестационарных режимов необходимо найти решение комплексной задачи, а именно выполнить моделирование теплового состояния гермоотсека совместно с моделированием работы самой СКВ.

В первой главе также подробно рассмотрены требования как к обитаемым, так и к техническим отсекам размещения оборудования. Проанализированы требования к обеспечению тепловых режимов для блоков радиоэлектронного оборудования в соответствии со стандартами DO-160, ARINC600. Выполнен обобщающий анализ различных схем СКВ пассажирских самолетов. В результате анализа для дальнейшего исследования выбрана функциональная схема СКВ, изображенная на рис. 1 которая является практически типовой и в различных вариациях широко применяется на современных пассажирских самолетах. Схема состоит из подсистемы отбора воздуха от двигателя, установки охлаждения воздуха и подсистемы подмеса горячего воздуха. Непосредственно функционирование и управление работой самой установкой охлаждения не является предметом настоящей работы. В данной работе установка охлаждения рассматривается как устройство, имеющее на выходе постоянную (минимально возможную исходя из располагаемого перепада давлений и других условий) температуру. Все регулирование температуры подаваемого в гермокабину воздуха осуществляется только за счет подсистемы подмеса.

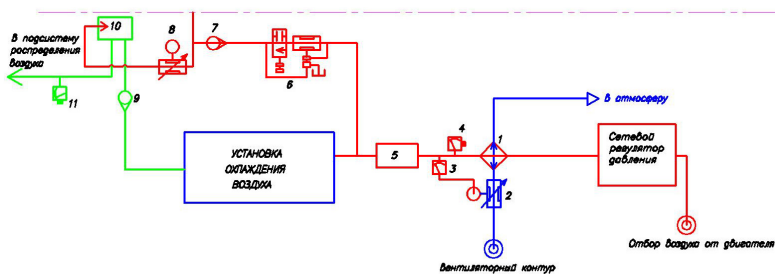


Рис.1 - Структурная схема системы терморегулирования
 1-воздухо-воздушный теплообменник, 2 – заслонка регулирования расхода в продувочной линии, 3 – термостат, 4, 11 – датчик температуры, 5 – устройство регулирования расхода, 6 – заслонка регулирования давления, 7, 9 – обратный клапан, 8 – заслонка регулирования расхода в подсистеме подмеса, 10 – смешительное устройство

В качестве объекта регулирования температуры для исследования в данной работе выбран пассажирский салон самолета, т.к. именно к данному отсеку применяются наиболее жёсткие требования в части температурных режимов. Рассматриваемый пассажирский салон представляет собой объем с установленным оборудованием и распределенным источником тепла, воспринимающий внешнюю тепловую нагрузку, в который воздух от СКВ поступает в верхней зоне, а удаляется в подпольное пространство из нижней части.

В соответствии с выбранной структурной схемой регулирование температуры воздуха по тракту выполняет несколько функциональных подсистем – регулирование температуры за предварительным теплообменником и регулирование температуры подачи подсистемой подмеса. Во второй главе рассматриваются неустановившиеся режимы работы этих двух подсистем, разрабатывается математическое описание для подмоделей, проводится анализ экспериментальных данных по данным подсистемам.

Структурная схема системы подмеса содержит редуционный клапан, поддерживающий постоянный перепад давления между выходом редуционного клапана и салоном. Следующим функционально-необходимым элементом является регулятор потока с обратной связью по температуре воздуха в трубопроводах подачи в салон. Наличие двух и более горячих линий, воздух в которые подается от разных источников, приводит к существенному усложнению работы пневмоавтоматики и системы регулирования (рис.2).

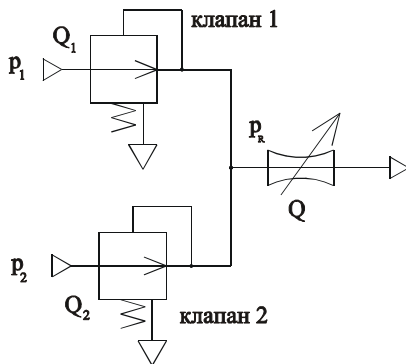


Рис. 2 - Схема подсистемы подмеса

Установка в каждой линии редукционного клапана и объединение выходных магистралей клапанов приводит к необходимости тщательной настройки их характеристик, иначе расходы в каждой магистрали существенно отличаются, что приводит к существенному усложнению работы пневмоавтоматики и системы регулирования. Стремление получить пологую расходную характеристику клапана, а это имеет место практически для всех регулирующих устройств приводит к разбалансировке клапанов.

Входным сигналом для системы подмеса является изменение температуры в трубопроводе и, соответственно, изменение сопротивления регулятора потока.

Особый интерес представляет процесс изменения выходного давления в зависимости от изменения сопротивления сети. Разработанная структурная схема редукционного клапана представлена на рис.3.

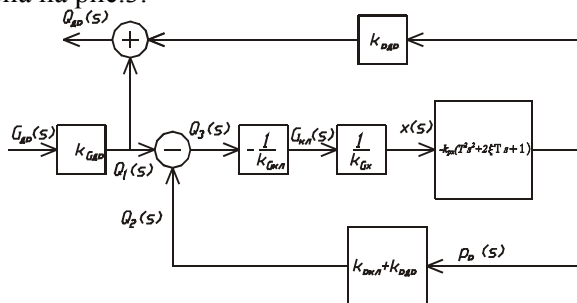


Рис. 3 Структурная схема редукционного клапана

Зависимости, приведенные на графиках (рис. 4) показывают, что при уменьшении расхода через клапан происходит уменьшение коэффициента скольжения и, соответственно, увеличение колебательности клапана в переходном процессе.

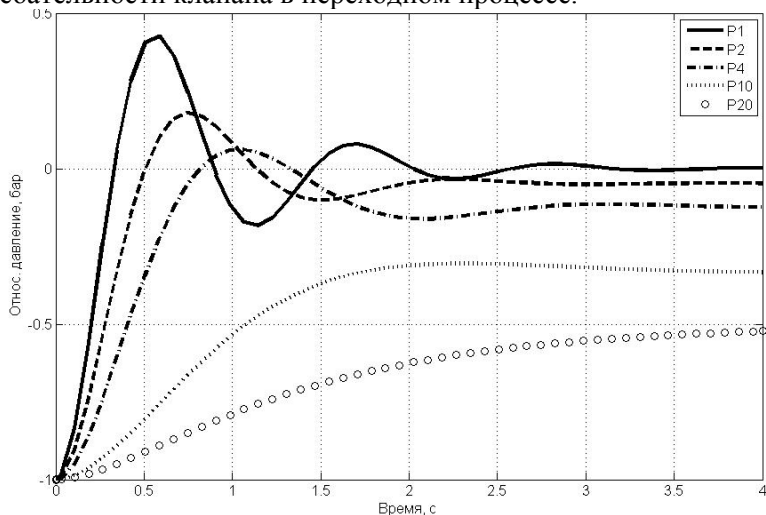


Рис. 4 Переходные процессы (зависимость давления от времени) при различных уровнях расхода через редукционный клапан

Наличие нелинейностей в пневматической системе подмеса зависит от конструктивного выполнения редукционного клапана. Наиболее распространенным выполнением сервопривода клапана является конструкция пневмодвигателя в виде уплотненного поршня, кинематически связанного с заслонкой. В области малых входных сигналов наиболее существенно влияние нестабильных технологических и эксплуатационных факторов

Для регулирования температуры воздуха, выходящего из первичного теплообменника, структура системы выбирается с учетом высокой температуры «горячего» воздуха на входе (до 330 °С) и необходимого быстродействия. В соответствии с выбранной структурной схемой исследуемая подсистема состоит из воздухо-воздушного теплообменника, в продувочной линии которого установлена заслонка с пневмоприводом, управляемая посредством пневматической связи термостатом, расположенным на выходе из горячей линии. Алгоритм работы системы регулирования показан на рис. 5.



Рис. 5 - Алгоритм работы системы регулирования

Рассмотрена упрощенная структурная схема системы регулирования, когда датчик температуры (термостат) и управляющий клапан имеют характеристику идеального реле, а пневмодвигатель представлен интегрирующим звеном. Для соответствия математической модели физической, желательно оставить аperiodические звенья, связанные с инерционностью датчика температуры и всей системы терморегулирования. На рис. 6 представлены расчетные температуры воздуха после предварительного теплообменника. Наблюдается некоторый сдвиг по фазе между колебаниями температур воздуха и датчика (термостата).

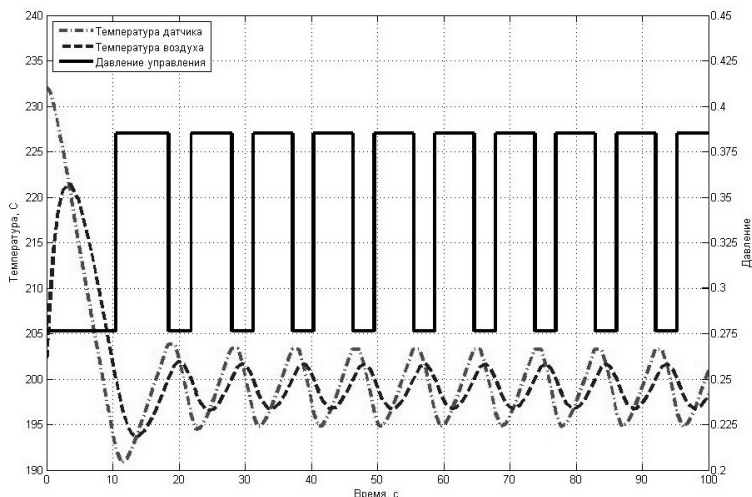


Рис. 6 - Расчетные зависимости температуры воздуха за первичным теплообменником

Результаты экспериментальных исследований динамики системы в полете представлены на рис.7. Верхняя кривая

характеризует изменение температуры воздуха непосредственно за первичным теплообменником, нижняя кривая – изменение температуры воздуха в конце магистрального трубопровода (на расстоянии около 10 м от теплообменника). Средняя кривая соответствует углу поворота заслонки регулятора. Таким образом, место установки датчика температуры, для контроля температуры в подсистеме обора имеет существенное значение. Датчик, установленный непосредственно теплообменником, измеряет температуру не термостабилизированного потока имеющего значительную стратификацию температур по сечению выходного трубопровода.

Термостат же, в свою очередь, расположен в трубопроводе со стабилизированным потоком, кроме того термостат исполняется таким образом, чтобы размер чувствительного элемента практически соответствовал диаметру трубопровода, что обеспечивает нагрев чувствительного элемента до температуры, соответствующей средней температуре воздуха в трубопроводе.

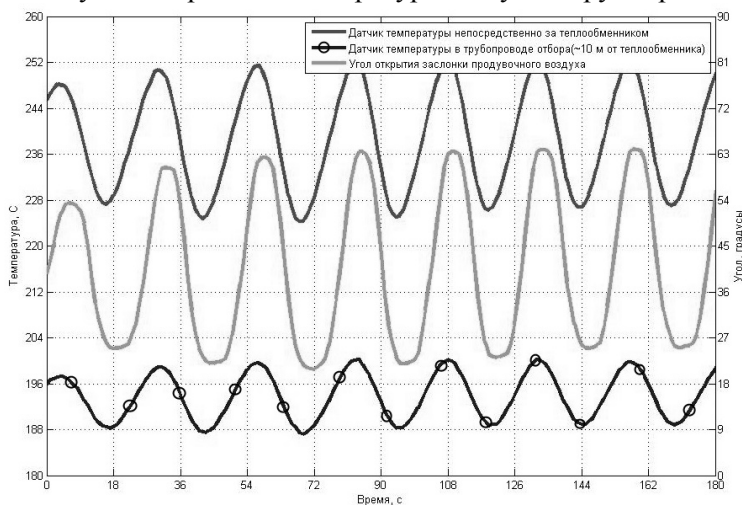


Рис. 7 - Экспериментальные зависимости температуры воздуха за первичным теплообменником

Разработана математическая модель системы регулирования температуры воздуха за первичным теплообменником с учетом статических характеристик термостата, повторителя команд и пневмодвигателя.

Результаты имитационного моделирования показали наличие автоколебаний при регулировании температуры с амплитудой 10...15 °С, что хорошо согласуется с экспериментом.

В третьей главе работы рассматривается нестационарный теплообмен в отсеках и разрабатываются математические модели, описывающие изменение температуры в отсеке. Для получения математического описания процессов, происходящих в объекте регулирования – герметичной кабине, состоящей из ряда отсеков рассмотрим сначала гермоотсек объемом W , температурой воздуха T_k , массой оборудования M , температурой T_2 , находящегося и работающего с выделением тепла в гермоотсеке. Кроме того, в гермоотсеке находится оборудование и элементы конструкции летательного аппарата, температура которых T_1 , теплоемкость C_k , а температура окружающей среды $T_{ок}$.

Рассматривается процесс теплообмена при подаче воздуха в герметичный отсек, зависящий от двух параметров – координаты (x) и времени (t). Математическая модель процесса теплообмена в этом случае будет представлять собой систему с распределенными параметрами и описываться уравнениями в частных производных.

После выделения типового сечения была составлена система дифференциальных уравнений, характеризующих процесс теплообмена

$$\left(\frac{\partial T(x,t)}{\partial x} + \frac{\partial T(x,t)}{\partial t} \frac{1}{v(x)} \right) + (q_x(x) + g_x(x) + r_x(x))T(x,t) - q_x(x)T_{окp} - g_x(x)T_1 - r_x(x)T_2 = 0$$

$$\tau_m(x) \left(\frac{\partial T_1(x,t)}{\partial t} + \frac{\partial T_1(x,t)}{\partial x} v(x) \right) + T_1(x,t) - T(x,t) = 0.$$

Расчет температурного режима гермокабины удобно проводить рассматривая дифференциальное уравнение вида

$$\frac{\tau_w \tau_m}{g} \frac{d^2 T}{dt^2} + \frac{dT}{dt} \left(\frac{(1+q+g+r)}{g} \tau_m + \tau_w \right) + (1+q+r)T - (T_{ax} + qT_{окp} + rT_2) = 0.$$

Безразмерные комплексы $q_x(x) = \frac{k_{f1}}{CG} \frac{dF_0}{dx}$, $g_x(x) = \frac{k_{f1}}{CG} \frac{dF_1}{dx}$,

$r_x(x) = \frac{k_{f1}}{CG} \frac{dF_2}{dx}$ характеризующие теплообмен, постоянные времени,

$\tau_w = \frac{\rho W}{G}$, $\tau_m(x) = \frac{m_x(x)}{g_x(x)G}$ являются коэффициентами приведенного

уравнения.

Аналитическое решение приведенных дифференциальных уравнений в частных производных, особенно, при учете теплообмена с массой оборудования, находящегося в отсеке вызывает большие технические сложности. Так, возможно получить аналитическое решение для частного случая $q_x = q_0 = const$, $g_x = 0$, $v(x) = v_0 = const$, $r_x = 0$. Аналитическое решение в этом частном случае будет иметь вид:

$$T(x, t) = T_k(x, t) + T_0 = (T_{ex} - T_0) e^{-q_0 x \eta} \left(t - \frac{x}{v_0} \right) + T_0$$

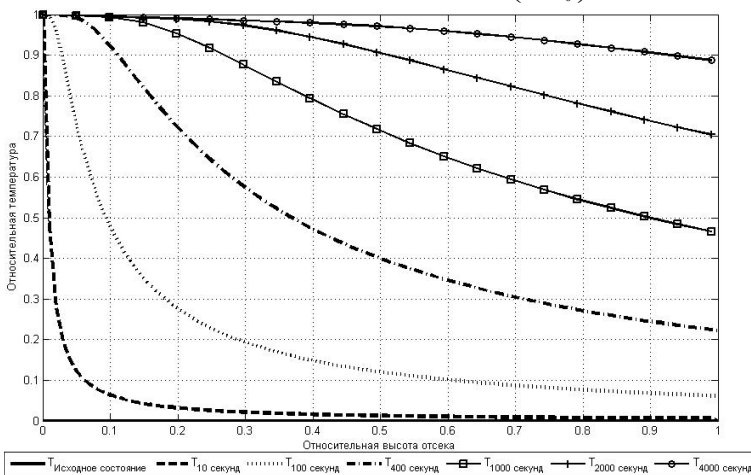


Рис.8. Графическая интерпретация решения. Зависимость температуры по высоте отсека для различных моментов времени

Решение данной задачи в общем виде применением разбиения пространства гермоотсека на ряд объемов с некоторым шагом существенно упрощает технические сложности и является наиболее предпочтительным при инженерных расчетах. При этом структурная схема объекта регулирования – герметичного отсека – получается за счет разбиения указанного отсека на «n» объемов по направлению прохождения воздуха. В каждом «i»-ом объеме уравнение теплообмена представляет собой дифференциальное

уравнение второго порядка, причем для первого объема температура воздуха, входящего в объем – температура воздуха на выходе из СКВ. Для « $i+1$ »-го объема температура входящего воздуха – температура воздуха « i »-го объема, полученная в результате решения соответствующего дифференциального уравнения. В качестве регулируемой величины рассматривается температура « k »-го объема, в котором установлен датчик температуры воздуха для обеспечения обратной связи.

При таком подходе математическая модель теплового состояния отсека представляет собой комплекс из систем дифференциальных уравнений, соответствующих количеству зон на которые искусственно разбит отсек. Системы уравнений для различных зон однотипны между собой т.к. описывают одинаковые физические явления, проходящие в различных зонах, но в каждую систему вводятся, характерные только данной конкретной зоне константы, начальные и граничные условия.

Для каждой из зон система уравнений описывает следующую последовательность физических явлений:

- поступление воздуха в данную зону с определенным расходом и температурой как функция времени;
- нестационарный теплообмен с расположенным в зоне оборудованием;
- нестационарный теплообмен через многослойную стенку (обшивка, теплоизоляция, облицовка и т.д.);
- тепловая нагрузка от источников тепла и солнечное излучение.

В каждой из систем используются следующий набор входных параметров:

- температура воздуха поступающего в данную зону;
- количество воздуха поступающего в данную зону.

В каждой из систем в качестве начальных условий используется начальная температура воздуха, начальные температуры оборудования и многослойной стенки в данной зоне.

В каждой из систем используется следующий набор граничных условий:

- температура наружного воздуха;
- скорость полета и высота самолета.

В каждой из систем используется следующий набор констант:

- объем и геометрические параметры данной зоны;
- масса оборудования расположенного в данной зоне;
- погонная масса многослойной стенки;
- коэффициенты (теплоемкости и теплопроводности различных материалов, теплоотдачи и т.д.).

Решение описанных выше систем уравнений с заданными входными параметрами, начальными и граничными условиями позволяет получить температуры в трех зонах типового сечения пассажирского салона как функции времени. Для сравнения результатов моделирования с данными натурных испытаний, выполнена серия расчетов по разработанной модели. При этом в качестве входных параметров и граничных условий для моделирования задавались соответствующие величины измеренные в ходе испытаний. Т.е. температуры в отсеке, рассчитанные по разработанной модели при наложении внешних и начальных условий эксперимента, сравниваются с температурами в отсеке измеренными при эксперименте. На рис. 9 продемонстрировано, что результаты моделирования с высокой достоверностью воспроизводят результаты натурных испытаний.

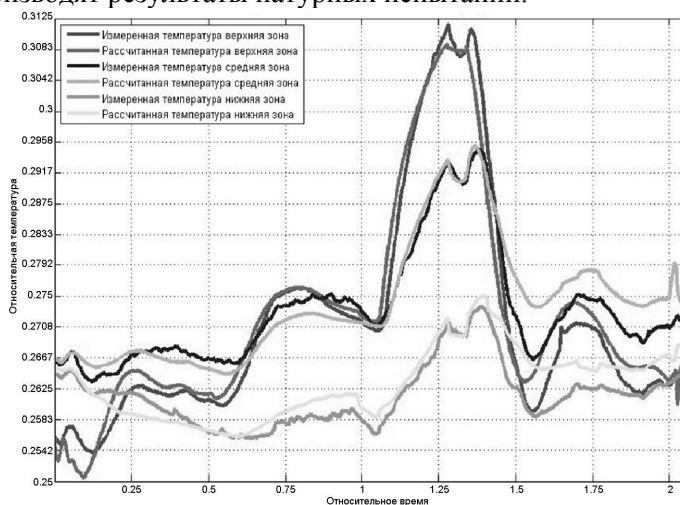


Рис. 9. Сравнение результатов моделирования и испытаний

Таким образом, корректность математической модели теплового состояния отсека подтверждена как аналитическим решением частных случаев теплообмена, так и прямым сравнением с результатами натурных испытаний по определению поля температур гермокабины.

В четвертой главе рассматривается комплексная задача исследования теплового состояния гермоотсека совместно с моделированием работы самой СКВ при различных структурных схемах системы регулирования.

Автоматическое регулирование температуры в отсеке в зависимости от заданной целевой температуры и температуры измеренной датчиком обратной связи осуществляется за счет регулирования температуры подаваемого воздуха. При этом выбор алгоритма расчета целевой температуры подачи существенно влияет на характер и вид переходного процесса.

Простейшей зависимостью для расчета температуры подачи является $T_{ex} = 2T_{зад} - T_k$. С учетом передаточной функции отсека система регулирования будет иметь статическую ошибку и большое время переходного процесса(рис. 10)

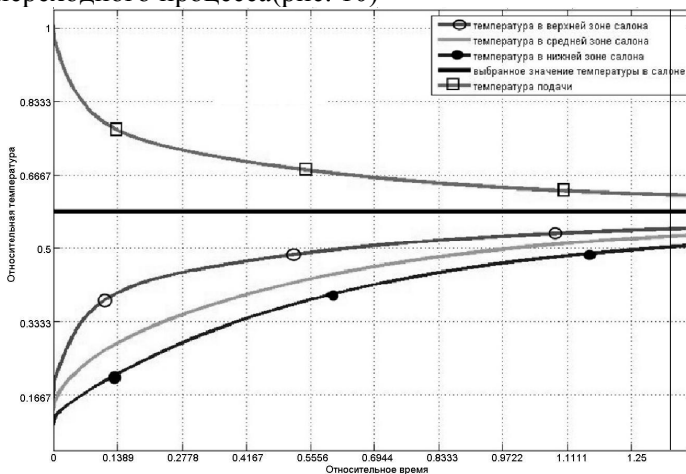


Рис. 10. Переходные процессы.

Верхняя кривая характеризует изменение температуры воздуха на выходе из системы кондиционирования (на входе в кабину). Нижние кривые характеризует изменение температуры воздуха в кабине. Мы видим, что имеется существенные недостатки

- статическая ошибка регулирования, и длительное время переходного процесса.

В работе рассмотрены различные варианты исполнения системы регулирования и их влияние на переходные процесс. Заслуживает внимания алгоритм регулирования по интегральной ошибке с применением логических операторов, рис.11, для ограничения забросов по амплитуде и ограничения максимальной температуры подачи воздуха в соответствии с нормативными требованиями.

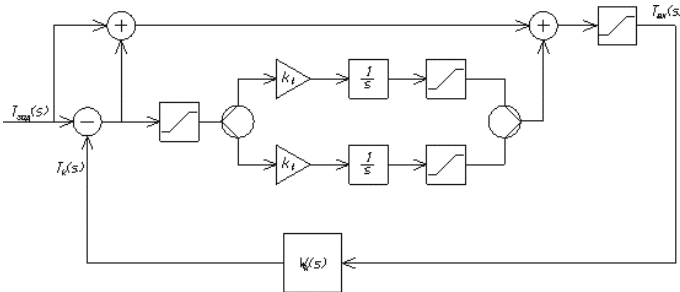


Рис. 11. Структурная схема регулирования по интегральной ошибке с логическими операторами.

Введение дополнительных логических операторов позволяет в зависимости от условий уменьшить коэффициент усиления интегральной ошибки вплоть до нуля или изменить пределы интегрирования (величины максимальной и минимальной величин интеграла ошибки). Применяв такую структурную схему возможно выполнить систему регулирования с допустимым перегуливанием и требуемым временем переходного процесса (рис. 12).

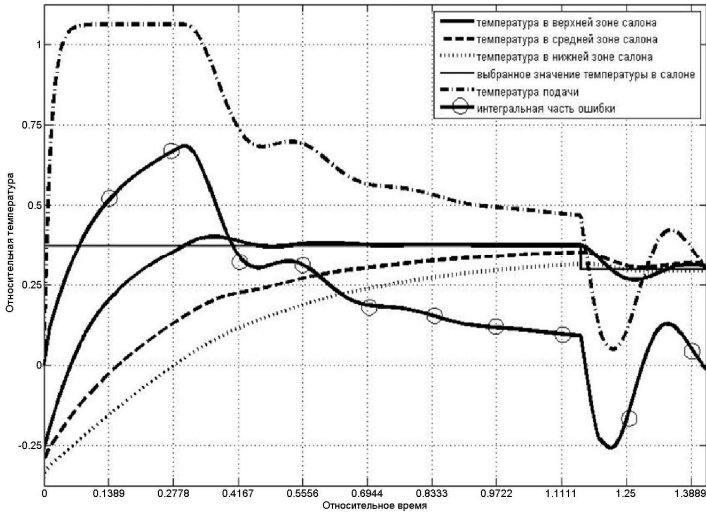


Рис. 12. Переходный процесс прогрева.

Переходный процесс, вообще говоря, является колебательным и плавно затухающим. После достижения максимальной температуры в гермокабине $T_k = T_{зад} + \Delta T_{max}$ начинается процесс ее охлаждения, когда температура воздуха, выходящего из СКВ становится меньше $T_{зад}$.

Достоверность разработанного подхода к моделированию неустановившихся режимов подтверждается результатами натурных испытаний. Переходный процесс при натурных испытаниях представлен на рис. 13.

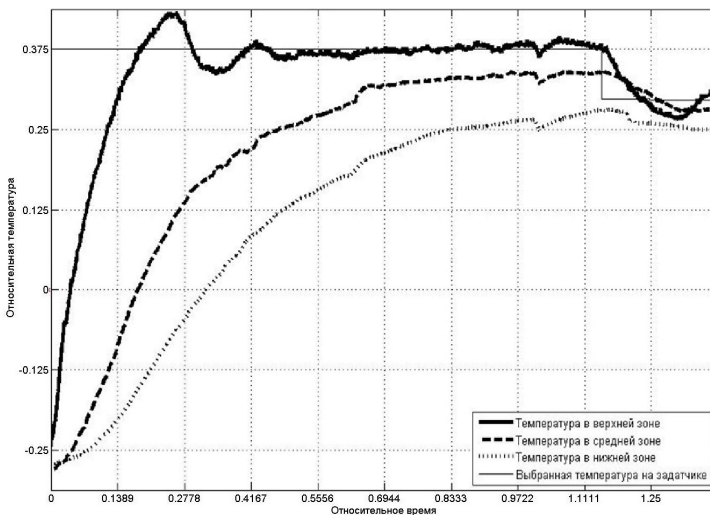


Рис. 13. Переходный процесс при испытаниях.

Установка датчика обратной связи отсеке на некотором расстоянии от места подачи воздуха эквивалентно введению запаздывающего звена в передаточную функцию. Смещение датчика обратной связи в среднюю или нижнюю зоны снижает запас устойчивости системы регулирования, увеличивает амплитуду колебаний в верхней части гермокабины. Кроме этого, увеличивается амплитуда колебаний температуры входящего в отсек воздуха, но уменьшается время выхода на заданную температуру в нижней части герметичного отсека. В контроллер СКВ, управляющий системой, закладывается программа, в которой реализованы функциональные звенья и логические операторы, совпадающие с соответствующими параметрами при моделировании. Единственным различием между математической моделью и вычислителем СКВ является то, что вычислитель выполняет операции дискретно, а модель представлена непрерывными звеньями, что не оказывает влияния переходный процесс.

Основные выводы и результаты работы:

1. Проведено исследование подсистемы регулирования температуры в гермокабине на нестационарных режимах работы. Разработана математическая модель динамического теплового

состояния типового сечения пассажирского салона самолета с распределением температур по высоте, с совместным моделированием системы регулирования температуры, что позволяет определить закон регулирования и конструктивные параметры системы регулирования температуры воздуха. Проведен анализ схем регулирования температуры воздуха в гермоотсеке в зависимости от характера теплового нагружения отсека, массы оборудования, находящегося в гермоотсеке и теплообмена с окружающей средой.

2. В работе проанализированы технические решения, применяемые при проектировании герметичных отсеков и систем их вентиляции для получения соответствия гидродинамических параметров воздуха в герметичных отсеках пассажирских самолетов Авиационным правилам и техническому заданию.

3. Разработана структурная схема системы регулирования давления и расхода в подсистеме подмеса горячего воздуха, в соответствии с которой получены дифференциальные уравнения регулирования и рассчитаны переходные процессы при различных уровнях расхода через редуцирующие клапаны горячей линии. Проведено моделирование переходных процессов в подсистеме подмеса горячего воздуха, и сравнение полученных результатов с экспериментальными данными. Установлено, что амплитуда автоколебаний зависит от разности давлений настройки редуцирующих клапанов и, соответственно, от разности расходов воздуха в параллельных ветвях горячей линии, когда наиболее существенно влияние нестабильных технологических и эксплуатационных факторов, т.е. динамика системы регулирования определяется клапаном, имеющим более низкий уровень настройки.

4. Разработана математическая модель системы регулирования температуры воздуха за первичным теплообменником с учетом статических характеристик термостата, повторителя команд и пневмодвигателя. Проведенные экспериментальные работы и имитационное моделирование показали наличие автоколебаний при регулировании температуры с амплитудой 10...15 °С.

5. Выбор рациональной программы регулирования по интегральной ошибке на 15...20% снижает время выхода на установившийся режим работы, что приводит к снижению времени

подготовки к вылету. Разработанная математическая модель позволяет провести сравнение различных способов установки датчиков температуры по высоте и длине гермоотсеков для получения заданного качества переходного процесса.

6. Проведенные исследования и разработанные методики позволяют на стадии доводочных испытаний и сертификации авиационной техники существенно снизить объем наземных и летных испытаний в части системы кондиционирования и совместно с наземными испытаниями обосновать соответствие сертификационному базису, а выбор рациональной программы регулирования сокращает время подготовки к вылету, что повышает эксплуатационные характеристики самолета.

Список публикаций по теме диссертации:

1. Нестационарные режимы работы системы терморегулирования герметичных отсеков самолетов, 9-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2010», Тезисы докладов М., МАИ, 2010.

2. Расчет интенсивности вентиляции гермоотсеков, Электронный журнал «Труды МАИ» выпуск №42, Московский авиационный институт (государственный технический университет) М., МАИ, 2011.

3. Нестационарные режимы работы системы терморегулирования гермокабины, Журнал «Вестник Московского авиационного института» 2011. Т.18. №3, Московский авиационный институт (государственный технический университет) М., МАИ, 2011.

4. Динамические процессы в системе регулирования температуры воздуха после первичных теплообменников, 10-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2011», Тезисы докладов М., МАИ, 2011.

5. Методика определения площадей вышибных панелей герметичных отсеков самолетов, Общероссийский научно-технический журнал «Полет» №1 М., Машиностроение 2012.

6. Нестационарные режимы работы системы регулирования температуры воздуха после первичных теплообменников, журнал «Тепловые процессы в технике» №6. М., «Наука и Технология» 2012