

Дорофеева Татьяна Сергеевна

**РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ
СИСТЕМ ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ
ОБОРУДОВАНИЯ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ
НА ОСНОВЕ
САМОВАКУУМИРУЮЩЕЙСЯ ВИХРЕВОЙ ТРУБЫ**

Специальность 05.07.07

“Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем”

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Работа выполнена на кафедре теплотехники и тепловых двигателей ГОУ ВПО "Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева" (СГАУ).

Научный руководитель:

кандидат технических наук, доцент Алексеенко Василий Павлович.

Официальные оппоненты:

доктор технических наук, профессор Первышин Александр Николаевич, заведующий кафедрой механической обработки материалов ГОУ ВПО "Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева";

кандидат технических наук Овчинников Валентин Николаевич, советник генерального директора ОАО "Моторостроитель" по перспективному развитию (г. Самара).

Ведущая организация: ФГУП "Государственный научно-производственный ракетно-космический центр "ЦСКБ - Прогресс" (г. Самара).

Защита состоится 21 сентября 2007 г. в 10 часов на заседании диссертационного совета Д212.215.02 при ГОУ ВПО "Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева" по адресу: 443086, г. Самара, Московское шоссе, 34.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке ГОУ ВПО "Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королева".

Автореферат разослан 20 августа 2007 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета
д.т.н., профессор

Матвеев В.Н.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы: Развитие и совершенствование аэрокосмической техники сопряжено с ростом скоростей и высот полета летательного аппарата (ЛА). При увеличении скорости полета летательного аппарата вследствие аэродинамического нагрева входного потока и внутреннего тепловыделения происходит значительный рост температуры ответственных элементов бортовых систем летательного аппарата. Наиболее эффективно компенсировать рост температуры способны вихревые системы термостатирования (ВСТ). К числу наиболее перспективных ВСТ, способных интенсивно компенсировать воздействие нагрева относятся ВСТ на основе самовакуумирующейся вихревой трубы (СВТ). СВТ по создаваемому эффекту охлаждения является наилучшим охлаждающим устройством. Одной из проблем, ограничивающих применение ВСТ на основе СВТ, является довольно узкий диапазон высотно-скоростных характеристик летательного аппарата, в пределах которого достигается необходимый уровень термостатирования. Причиной этого является неизменность параметров ВСТ при изменении параметров входного потока. Поэтому разработка многоступенчатых комбинированных ВСТ на основе СВТ, методик расчета характеристик самовакуумирующейся вихревой трубы для применения ВСТ во всем диапазоне высотно-скоростных характеристик летательного аппарата является актуальной проблемой.

Цель работы: Исследование вихревых систем термостатирования на основе СВТ с целью расширения допустимых областей их применения для поддержания заданной температуры элементов систем летательного аппарата.

Задачи работы:

- разработка методик и алгоритма расчета геометрических параметров и характеристик самовакуумирующейся вихревой трубы для проведения опережающих исследований, необходимых для создания новых вихревых систем термостатирования;
- исследование характеристик вихревых систем термостатирования на основе натуральных экспериментов;
- разработка методик создания вихревых систем термостатирования с автоматическим регулированием геометрических параметров диффузора самовакуумирующейся вихревой трубы для летательных аппаратов;
- разработка функциональной схемы комбинированной многоступенчатой вихревой системы термостатирования на основе самовакуумирующейся и делящей (ДВТ) вихревых труб и алгоритма её работы в зависимости от режима полета летательного аппарата.

На защиту выносятся:

1. Экспериментальные характеристики СВТ, полученные на стенде, позволяющем изменять: параметры газового потока на входе в СВТ и на выходе из нее; геометрические размеры СВТ и стержня; тепловую нагрузку на стержень;
2. Уточненная методика расчета параметров самовакуумирующейся вихревой трубы;
3. Алгоритм расчета геометрических параметров самовакуумирующейся вихревой трубы и ее характеристик;
4. Сравнительный анализ экспериментальных и расчетных характеристик СВТ.

5. Разработанная функциональная схема ВСТ на основе СВТ с автоматическим регулированием параметров диффузора.
6. Разработанная функциональная схема многоступенчатой комбинированной ВСТ на основе самовакуумирующейся и делящей вихревых труб и алгоритм её работы.

Научная новизна:

1. Разработана методика расчета, позволяющая определять геометрические параметры СВТ, при широком диапазоне изменения входных параметров ВСТ.
2. Создана методика расчета режимов работы самовакуумирующейся вихревой трубы, позволяющая проводить опережающие исследования вихревых систем термостатирования посредством математического моделирования условий работы на основе разработанного вычислительного программного комплекса.
3. Разработана методика создания ВСТ с автоматическим регулированием параметров диффузора СВТ;
4. Разработана функциональная схема многоступенчатой комбинированной ВСТ на основе СВТ и ДВТ.

Практическая ценность работы:

Разработаны методики и пакет программ “Вихрь 1”, “Вихрь 2” и “Вихрь 3” для расчета геометрических параметров СВТ и характеристик ВСТ оборудования аэрокосмической техники в диапазоне изменения высот и скоростей полета летательного аппарата.

Реализация работы:

В учебном процессе СГАУ, в КБ РКК “Энергия”.

Апробация работы:

Основное содержание работы доложено на:

1. II Международной научно-технической школе-конференции: Актуальные вопросы теплофизики и физической гидрогазодинамики. - Алушта, Крым, 2004.
2. V Международной школе-семинаре: Модели и методы аэродинамики, Евпатория, Крым 2005.
3. III Международной научной школе-конференции: Актуальные вопросы теплофизики и физической гидрогазодинамики. - Алушта, Крым, 2005.
4. IV Международной научно-технической школе-конференции: Актуальные вопросы теплофизики и физической гидрогазодинамики. - Алушта, Крым, 2006.
5. Международной научно-технической конференции: Проблемы и перспективы развития двигателестроения. - Самара, 2006.

Публикации:

Основные материалы диссертации опубликованы в 7 печатных работах.

Структура и объем работы:

Диссертационная работа содержит 168 страниц машинописного текста, 76 иллюстраций, 6 таблиц и список используемой литературы из 101 наименования.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы диссертационной работы.

В первой главе рассматривается современное состояние вопроса создания и испытания ВСТ на основе СВТ и основные направления применения ВСТ в аэрокосмической технике, формулируются цели и задачи исследований.

Большой вклад в экспериментальное изучение физической сущности энергетического разделения потока в вихревой трубе, разделения полей температур, давлений и скоростей по радиусу и длине вихревой трубы внесли своими работами советские и российские ученые: М.Г. Дубинский, В.П. Алексеев, В.М. Бродянский, А.Д. Сулов, В.П. Епифанова, А.П. Меркулов, Ю.Н. Штым, В.В. Бирюк, В.Т. Волов, Ш.А. Пиралишвили, В.Е. Вилякин, И.Д. Колышев и др.

Несмотря на техническую простоту вихревого эффекта, лежащий в его основе физический процесс, протекающий в круговом трехмерном пространстве, сжимаемого, вязкого, теплопроводного газа до сих пор вызывает появление различных гипотез. На сегодняшний день наибольшее развитие и признание получила, выдвинутая А. П. Меркуловым, Гипотеза взаимодействия вихрей, которая объясняет явления, происходящие в вихревой трубе, и позволяет рассчитать ее предельные теоретические характеристики.

В результате многочисленных экспериментов было создано большое количество делящих вихревых труб, отличающихся друг от друга выполнением тангенциальных сопловых входов газа и относительной длиной вихревой зоны.

Одним из самых перспективных типов вихревых труб является самовакумирующаяся вихревая труба.

Отличительной особенностью СВТ является отсутствие холодного потока воздуха, поэтому она может использоваться для охлаждения цилиндрических тел, помещенных на оси трубы. Цилиндрическое тело (стержень) интенсивно охлаждается турбулентным газовым потоком,двигающимся с высокой скоростью. Используя стержень в качестве теплоотвода можно понижать температуру и снимать тепловую нагрузку с объекта охлаждения.

Во второй главе описаны методики расчета геометрических параметров СВТ и параметров газового потока.

Предложенная автором уточненная методика математического моделирования процессов теплообмена в СВТ, базируется на Гипотезе взаимодействия вихрей и результатах экспериментальных исследований.

Разработанная методика расчета геометрических параметров СВТ и параметров газового потока основана на полуэмпирическом методе расчета, использующим коэффициент потерь полного давления за тангенциальным сопловым вводом, критериальное уравнение для коэффициента теплоотдачи от цилиндрического тела к вращающемуся газу и поправки на уровень давления и температуры.

Исходным уравнением для расчета параметров газового потока является уравнение количества движения для идеального газа, в результате интегрирования которого получаем закон распределения статического давления p по радиусу r СВТ:

$$p = p_1 \cdot \left[1 - \frac{k-1}{2} \cdot M_1^2 \cdot \left(\frac{1}{r} - 1 \right) \right]^{\frac{k}{k-1}}, \quad (r_2 \leq r \leq r_1) \quad (1)$$

$$p = p_1 \cdot \left[\left(\frac{p_{oc}}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} + \frac{k-1}{2} \cdot M_1^2 \cdot \left(\frac{\frac{-2}{r}}{\frac{-4}{r_2}} \right)^{\frac{k}{k-1}} \right]^{\frac{k}{k-1}}, \quad (0 \leq r \leq r_2) \quad (2)$$

где: M_1 - относительная тангенциальная скорость на периферии СВТ;

p_1 – статическое давление на периферии СВТ; p_{oc} – давление на оси СВТ;

\bar{r}_2 - относительный радиус разделения вихрей; \bar{r} - текущий радиус СВТ. Относительную тангенциальную скорость M_1 на периферии СВТ определяется, если известно полное давление p_k^* на радиусе r_1 и относительная осевая скорость M_z :

$$M_1 = \sqrt{\frac{2}{k-1} \cdot \left[\left(\frac{p_k^*}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} - M_z^2, \quad (3)$$

Полное давление p_k^* определяется с учетом коэффициента потерь ξ_c при расширении газа после входного тангенциального сопла и поправки на давления f_p :

$$p_k^* = p_1^* \cdot \left(1 - \xi_c \cdot \frac{k}{k+1} \cdot \lambda_c^2 \cdot \varepsilon(\lambda_c) \right) \cdot f_p. \quad (4)$$

Определение поправки осуществлялось эмпирическим путем:

$$f_p = 0.357 \cdot \pi \cdot \lambda_c. \quad (5)$$

Коэффициент потерь полного давления в сопле определяется по эмпирической формуле:

$$\xi_c = \frac{1836}{Re^{0.533}} \cdot \left[1 - \frac{\bar{F}_c}{\left(1 - \bar{r}_2^{-2} \right)} \right]^2,$$

где Re – число Рейнольдса; \bar{F}_c – относительная площадь сопла.

Используя равенство расходов газа через входное сопло и потенциальную область течения, определяется относительная осевая скорость M_z :

$$M_z = \frac{\bar{F}_c}{2} \cdot \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} \cdot \left(\frac{p_k^*}{p_1} \right)^{\frac{k+1}{2k}} \cdot \frac{p_1^*}{p_k^*} \cdot \frac{\bar{q}(\lambda)}{\int_{\bar{r}_2}^1 \left[1 - \frac{k-1}{2} \cdot M_1^2 \cdot \left(\frac{1}{\bar{r}^{-2}} - 1 \right) \right]^{\frac{1}{k-1}} \cdot \bar{r} d\bar{r}}. \quad (6)$$

Полное давления $p_{диф}^*$ на входе в диффузор:

$$p_{диф}^* = p_a \cdot \pi(\lambda_0)^{-1} \cdot \left[1 + \xi_{диф} \cdot \frac{k}{k+1} \cdot \lambda_0^2 \cdot \tau(\lambda_0)^{-1} \right]^{-1}, \quad (7)$$

где $\xi_{диф}$ - коэффициент давления в диффузоре;

$\pi(\lambda_0)$, $\tau(\lambda_0)$ – газодинамические функции;

λ_0 – коэффициент скорости на входе в диффузор.

Коэффициент давления в диффузоре определяется по формуле:

$$\xi_{диф} = \frac{2 \cdot \int_{\bar{r}_{диф}}^{\bar{r}_{диф}} \bar{P} d\bar{r}_{диф}}{\lambda_{r0}^2 + \lambda_{\varphi 0}^2}, \quad (8)$$

где: $\bar{r}_{диф}$ – относительный радиус диффузора; \bar{P} – градиент давления в диффузоре;

$$\bar{P} = -\frac{k+1}{2} \cdot \frac{\lambda_{r0}^k}{\left(\lambda_r \cdot \bar{\Delta}_{диф} \cdot \bar{r}_{диф} \right)^{k+1}} \cdot \left(\frac{d\lambda_r}{d\bar{r}_{диф}} \cdot \bar{\Delta}_{диф} \cdot \bar{r}_{диф} + \lambda_r \right). \quad (9)$$

где: λ_r - коэффициент радиальной скорости;

λ_{φ} - коэффициент окружной скорости.

Коэффициент окружной скорости $\lambda_{гд}$ на выходе из диффузора:

$$\lambda_{гд} = -\frac{\pi \cdot \bar{r}_{диф} \cdot \bar{\Delta}_{диф 0} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot k}{k+1}} \cdot R \cdot T_d^* \cdot p_d \cdot (k+1)}{R \cdot T_d^* \cdot G_1 \cdot (k-1)} + \sqrt{\frac{\pi \cdot \bar{r}_{диф} \cdot \bar{\Delta}_{диф 0} \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot k}{k+1}} \cdot R \cdot T_d^* \cdot p_d \cdot (k+1)}{R \cdot T_d^* \cdot G_1 \cdot (k-1)}}^2 + \frac{k+1}{k-1} \cdot \left(\frac{\lambda_{\varphi 0}}{\bar{r}_{диф}} \right)^2,$$

где: p_d – статическое давление на выходе из диффузора;

T_d^* – температура заторможенного потока на выходе из диффузора.

Система дифференциальных уравнений описывает изменение коэффициентов радиальной λ_r и окружной λ_φ скорости в диффузоре:

$$\frac{d\lambda_r}{d\bar{r}_{\text{диф}}} = \frac{\left[\lambda_\varphi^2 + \frac{k+1}{2} \cdot \frac{\lambda_{r0}^{k-1}}{(\lambda_r \cdot \bar{r}_{\text{диф}})^{k-1}} - \frac{0.046 \cdot \bar{r}_{\text{диф}} \cdot \beta \cdot \lambda_r \cdot (\lambda_r^2 + \lambda_\varphi^2)^{0.5}}{\text{Re}^{0.2}} \right] \cdot 2 \cdot (\lambda_r \cdot \bar{r}_{\text{диф}})^k}{2 \cdot (\lambda_r \cdot \bar{r}_{\text{диф}})^{k+1} - (k+1) \cdot \bar{r}_{\text{диф}}^2 \cdot \lambda_{r0}^{k-1}}; \quad (10)$$

$$\frac{d\lambda_\varphi}{d\bar{r}_{\text{диф}}} = -\frac{\lambda_\varphi}{\bar{r}_{\text{диф}}} - \frac{0.046 \cdot \beta \cdot \lambda_\varphi \cdot (\lambda_r^2 + \lambda_\varphi^2)^{0.5}}{\text{Re}^{0.2} \cdot \lambda_r},$$

где: β - отношение начального радиуса диффузора к зазору в диффузоре.

Принимая допущение о равенстве полного давления на выходе из сопла и на входе в диффузор, определяется статическое давление на стенке камеры энергетического разделения:

$$p_1 = \frac{p_k^*}{\left[1 - \frac{k-1}{2} \cdot M_1^2 \cdot \left(\frac{1}{r_2^2} - 1 \right) + \frac{k}{2} \cdot \left(\frac{M_1^2}{r_2^2} + M_z^2 \right) \right] \cdot \left(1 - \frac{k-1}{2} \cdot M_1^2 \cdot \left(\frac{1}{r_2^2} - 1 \right) \right)^{\frac{1}{k-1}}}. \quad (11)$$

Изменяя величину относительного радиуса разделения вихрей r_2 , определяются значения всех параметров, находятся значения энтропии потока:

$$S = G_2 \cdot R \cdot \ln \frac{p_1^*}{p_k^*}; \quad (12)$$

Определяется максимальное значение энтропии S_{max} потока, которому будет соответствовать истинное значение относительного радиуса разделения вихрей r_2 .

Полная температура потока T_{rc} на внешнем радиусе стержня:

$$T_{\text{rc}}^* = T_1^* \cdot \left(\frac{1 - \frac{k-1}{2} \cdot M_1^2 \cdot \left(\frac{2}{r_2^2} - 1 \right)}{1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_1^2} + \frac{(k-1) \cdot M_1^2 \cdot \left(\frac{r_c}{r_2} \right)^2}{1 + \frac{k-1}{2} \cdot M_1^2} + f_t \right), \quad (13)$$

где f_t - поправка на температуру, которая определяется эмпирическим путем:

$$f_t = 0,119 \cdot \ln(\pi) - 0,018. \quad (14)$$

Если на стержне выделяется тепловая мощность N , то температура стержня будет:

$$T_{\text{ст}}^* = T_{\text{rc}}^* + \frac{N}{\alpha \cdot F_{\text{ст}}}; \quad (15)$$

Использование данной методики позволяет определить:

- геометрические размеры СВТ;
- характеристики СВТ в диапазоне изменения параметров потока на входе в трубу и выходе из нее, геометрических параметров трубы, стержня и тепловой нагрузки на стержень;
- характеристики СВТ в диапазоне изменения высот и скоростей полета летательного аппарата (рис.1).

Для расчета геометрических параметров СВТ разработана программа “Вихрь 1”.

Исходными данными для расчета геометрических параметров СВТ по программе “Вихрь 1” являются: температура T_a , давление p_a на выходе из СВТ, температура T_1^* и давление p_1^* на входе в СВТ, относительный диаметр стержня $\bar{d}_{ст}$, допустимая температура на поверхности стержня $T_{с доп}$, тепловая нагрузка, снимаемая с объекта охлаждения N , относительный радиус перехода от вихревой трубы к диффузору $\bar{R}_{диф}$, относительный диаметр диффузора $\bar{D}_{диф}$, относительная ширина щели $\Delta_{диф}$.

Определение параметров газового потока осуществляется методом последовательных приближений.

Для определения величины радиуса \bar{r}_2 разделения вихрей задается диапазон изменения относительного радиуса разделения вихрей \bar{r}_2 от 0,7 до 0,9 с шагом 0,01.

В этом диапазоне изменения \bar{r}_2 определяются значения параметров потока. Относительный радиус разделения вихрей \bar{r}_2 определяется исходя из принципа максимальной энтропии потока через вихревую трубу: $S = \max$.

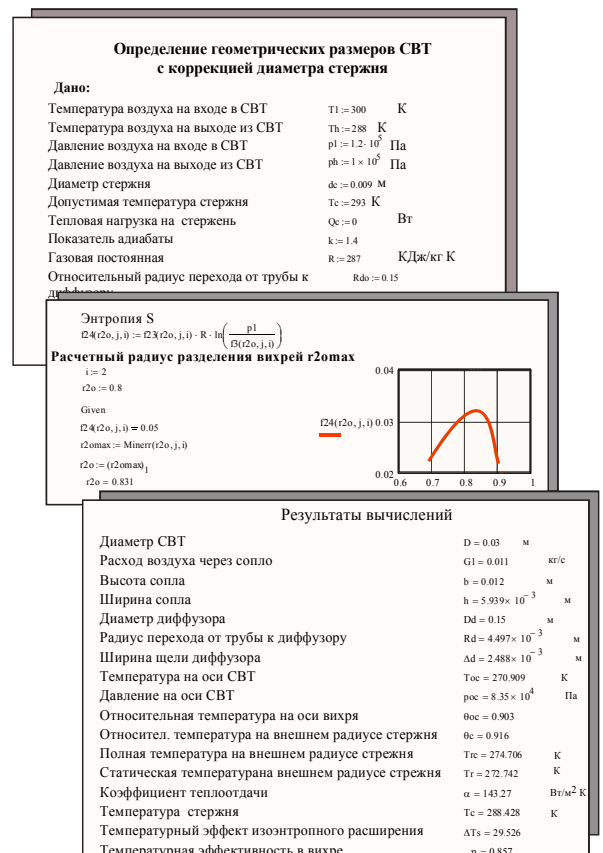
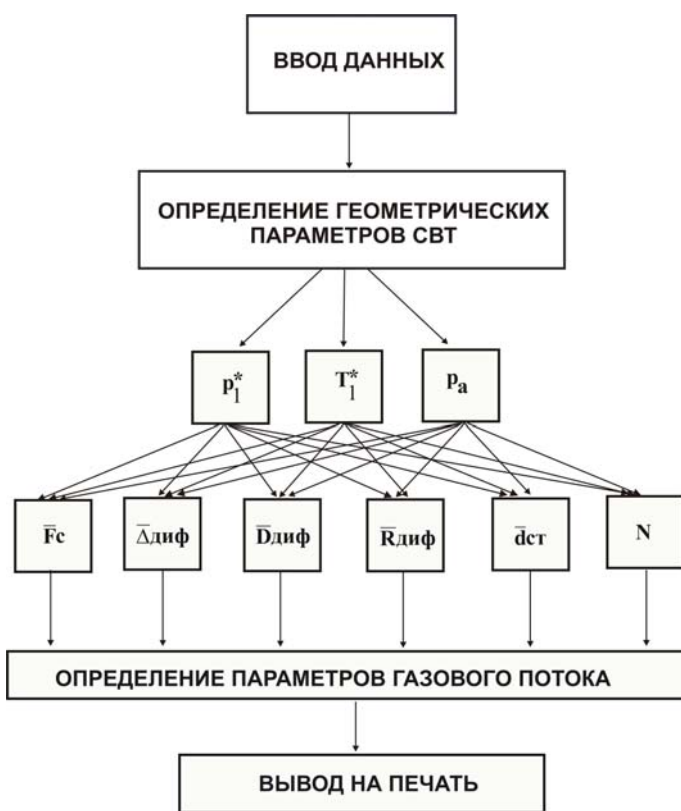


Рис. 1. Схема определения параметров газового потока с использованием ЭВМ

Рис. 2. Фрагменты рабочей программы “Вихрь 1”

При определении диаметра теплоотвода $d_{ст}$, производится его корректировка по величине коэффициента теплоотдачи α . Если $\alpha > \alpha_{зад}$ Вт/м² К, то начальное значение диаметра стержня увеличивается с шагом 0,0001м.

Фрагменты рабочей программы “Вихрь-1” представлены на рис. 2.

Для определения характеристик СВТ в диапазоне изменения геометрических параметров трубы, стержня и тепловой нагрузки разработана программа “Вихрь 2”.

Для определения характеристик СВТ в диапазоне изменения выотно-скоростных характеристик разработана программа “Вихрь 3”.

В третьей главе представлены экспериментальные исследования самовакумирующейся вихревой трубы. Для проведения экспериментальных исследований физических процессов в вихревой трубе используется разработанный в ОНИЛ – 9 и НИЛ – 49 СГАУ стенд, который позволяет проводить исследование различных по конструкции и размерам СВТ. В результате испытаний получены характеристики СВТ с центральным цилиндрическим стержнем – тепловодом.

Представлена методика планирования оптимального эксперимента для СВТ. В качестве параметра оптимизации выбрана температура стержня.

Произведено сравнение расчетных характеристик СВТ с экспериментальными. Отклонение расчетных значений от экспериментальных не превышает 8% (рис. 3-11).

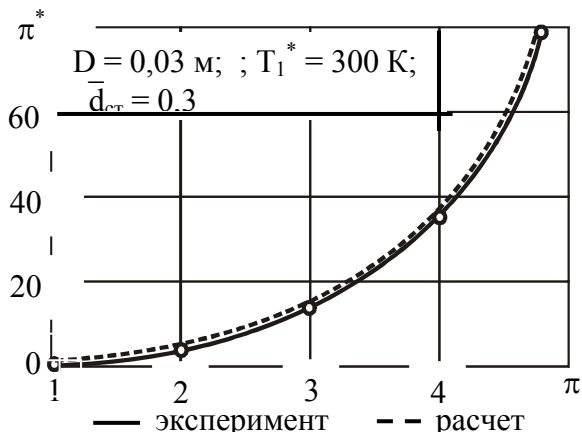


Рис. 3. Зависимость полной степени расширения от располагаемой степени расширения газа

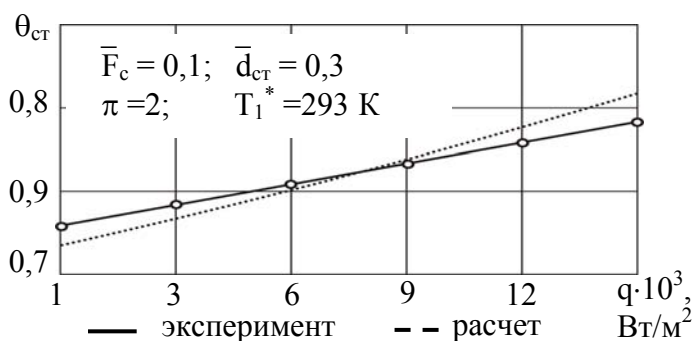


Рис. 5. Зависимость относительной температуры стержня от тепловой нагрузки

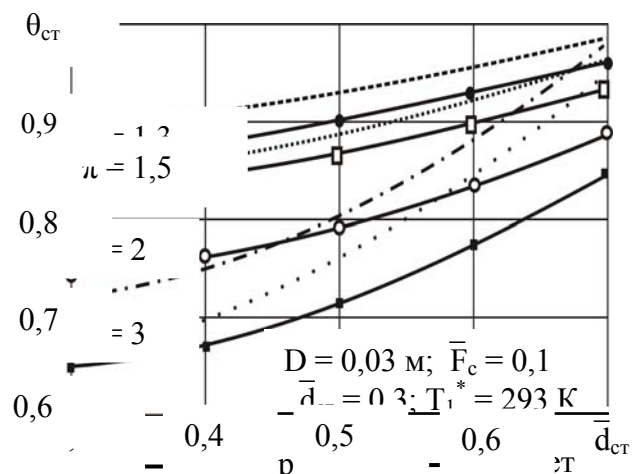


Рис. 7. Зависимость относительной температуры стержня от относительного диаметра стержня

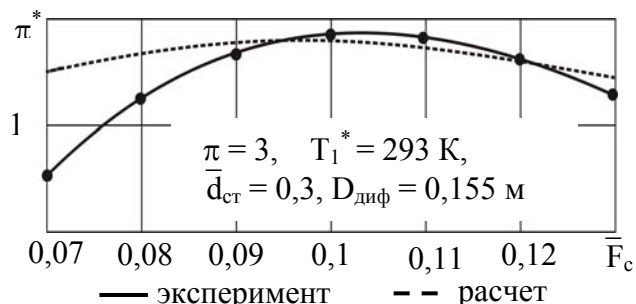


Рис. 4. Зависимость полной степени расширения от относительной площади сопла

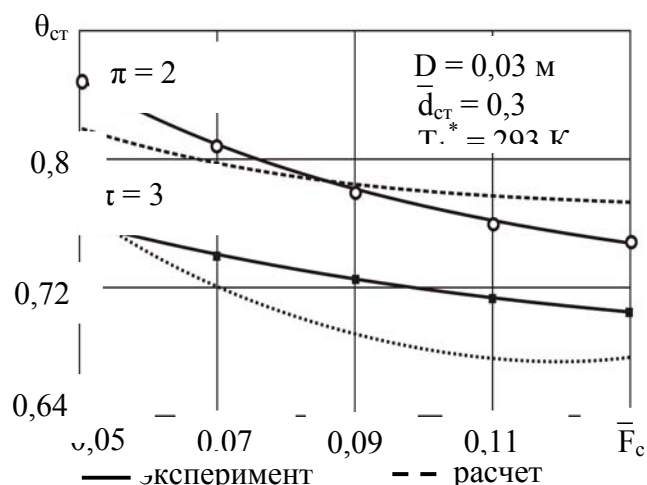


Рис. 6. Зависимость относительной температуры стержня от относительной площади сопла

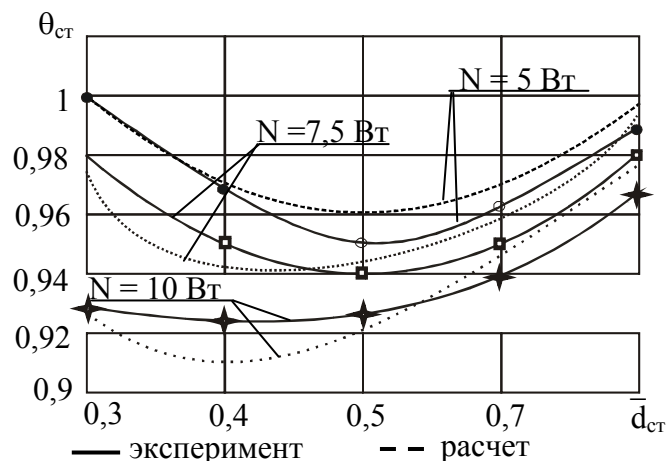


Рис. 8. Зависимость относительной температуры стержня от относительного диаметра стержня

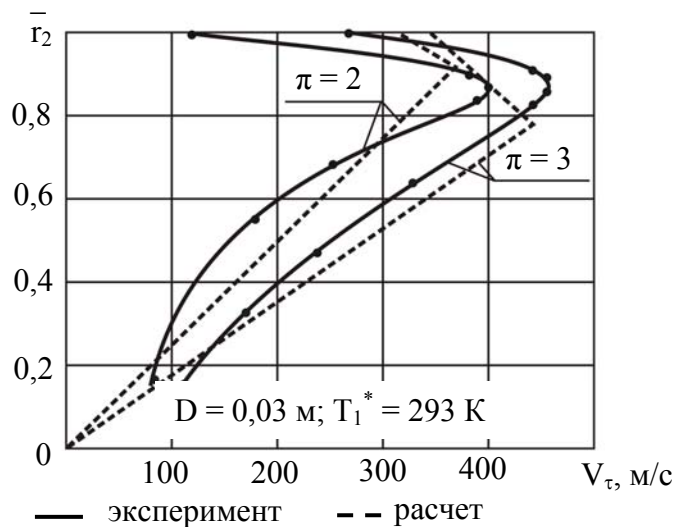
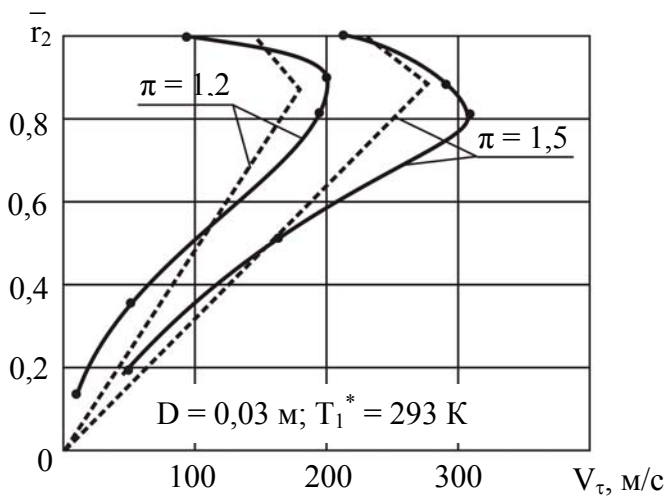


Рис.10. Распределение тангенциальной скорости по радиусу СВТ

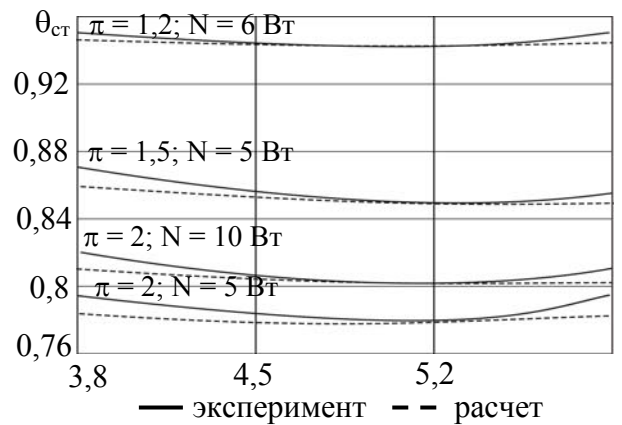


Рис. 9. Зависимость температуры стержня от диаметра диффузора

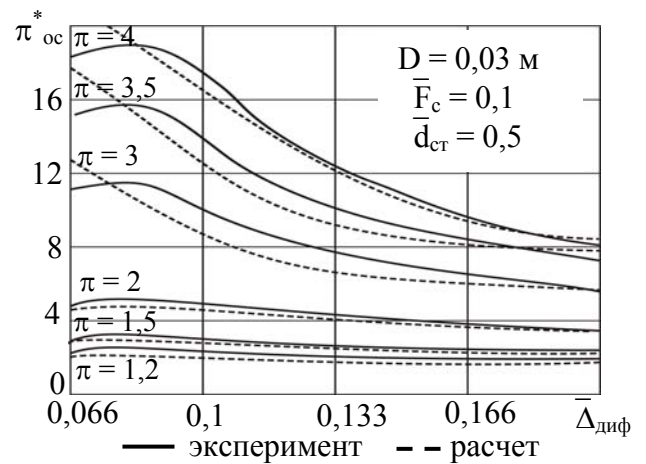


Рис. 11. Зависимость степени расширения в вихре от ширины зазора в диффузоре

В четвертой главе разработана функциональная схема ВСТ с автоматическим регулированием параметров диффузора, произведен анализ устойчивости и быстродействия данной САУ, разработана функциональная схема многоступенчатой комбинированной ВСТ на основе СВТ и ДВТ и проведено сравнение эффективности работы различных систем термостатирования.

ВСТ просты по конструкции, надежны в эксплуатации и имеют высокий ресурс работы по сравнению с другими системами принудительного охлаждения. Существенным недостатком ВСТ является ограниченный диапазон их использования. Это связано с неизменным значением геометрических параметров ВСТ при изменении высоты и скорости полета летательного аппарата.

Существенно повысить эффективность работы ВСТ позволяет использование автоматического регулирования параметров ВСТ в зависимости от параметров набегающего потока. В результате ВСТ обеспечит достаточно стабильную температуру стержня в широком диапазоне изменения высоты и скорости полета летательного аппарата.

На рис. 12. показан вариант функциональной схемы ВСТ на основе самовакумирующейся вихревой трубы с автоматическим регулированием параметров диффузора.

Система содержит “улитку” 2 с воздухозаборником 1. Из “улитки” закрученный поток поступает в камеру энергетического разделения СВТ, в которой за счет вихревых процессов происходит разделение потока на периферийную – горячую и осевую – холодную составляющие. Осевой поток охлаждает цилиндрический стержень 3, под -

мешивается к периферийному горячему потоку и с осредненной температурой через зазор в диффузоре 5 выводится за пределы СВТ. Температура стержня измеряется датчиком температуры, выход которого соединен через усилитель с исполнительным механизмом, перемещающим стенку диффузора 4.

ВСТ с автоматическим регулированием параметров диффузора относится к системам замкнутого типа, непрямого действия. Регулируемым параметром является температура стержня.

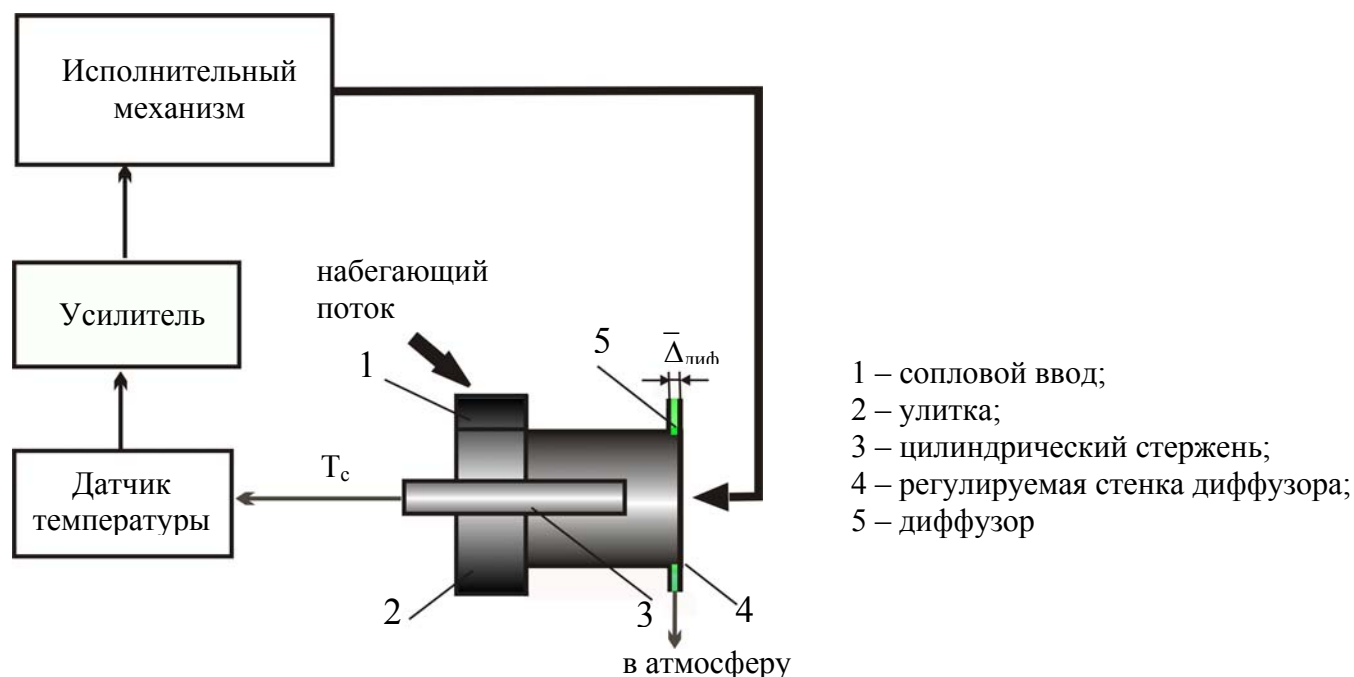


Рис. 12. Функциональная схема ВСТ с автоматическим регулированием параметров диффузора

ВСТ на основе самовакуумирующейся вихревой трубы с автоматическим регулированием параметров диффузора включает:

- обобщенный объект управления (ОУ), состоящий из СВТ и цилиндрического стержня;
- измерительное устройство (Изм. У), которым является датчик температуры, измеряющий температуру стержня. В качестве датчика температуры можно использовать терморезистор;
- усилительное устройство (У), осуществляющее усиление входного сигнала по напряжению (усилитель 234) и мощности (магнитный усилитель);
- исполнительное устройство (ИУ), состоящее из исполнительного механизма и исполнительного органа. В качестве исполнительного механизма используется электродвигатель с редуктором, обеспечивающие требуемые скорость и диапазон перемещения задней стенки диффузора. Исполнительным органом является задняя стенка диффузора, перемещение которой изменяет геометрические параметры диффузора и характеристики СВТ.

Передаточная функция системы, в состав которой входят два инерционных звена и одно интегрирующее, имеет вид:

$$W(p) = \frac{k_y \cdot k_{ym} \cdot k_{oy} \cdot k_{дт}}{T_u p (T_{oy} p + 1) \cdot (T_{mp} + 1) \cdot (T_{ymp} + 1)}, \quad (16)$$

где T_u – постоянная времени.

Структурная схема рассматриваемого устройства представлена на рис. 13.

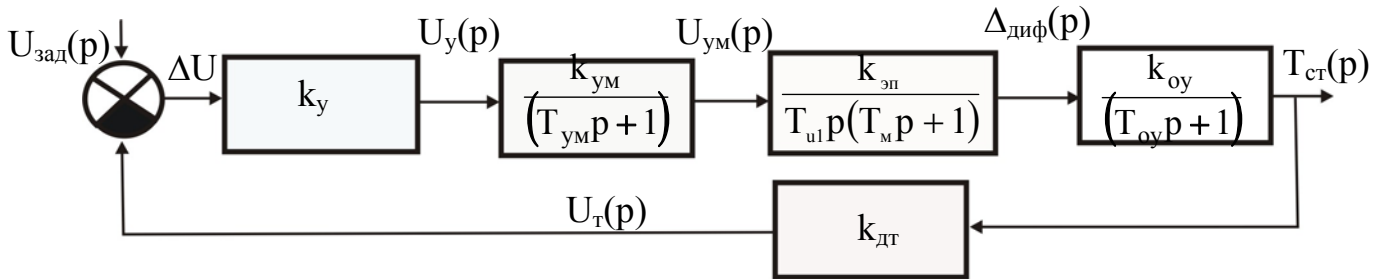


Рис. 13. Структурная схема ВСТ с автоматическим регулированием параметров диффузора

Анализ устойчивости данной САУ производился методом логарифмических частотных характеристик. Построение логарифмической амплитудной характеристики и логарифмической частотной характеристики производилось с использованием ЭВМ. Анализ характеристик показал, что данная замкнутая система устойчива, но запас по фазе составляет около $\Delta\varphi_2 = 20^\circ$, что считается недостаточным для надежного и эффективного функционирования системы в широком диапазоне изменения высотно-скоростных характеристик летательного аппарата. Для повышения устойчивости и быстродействия системы произведена корректировка САУ путем введения корректирующего звена, в качестве которого используется пропорционально-дифференцирующее звено (рис. 14). Для достижения максимального быстродействия произведена настройка на модульный оптимум.

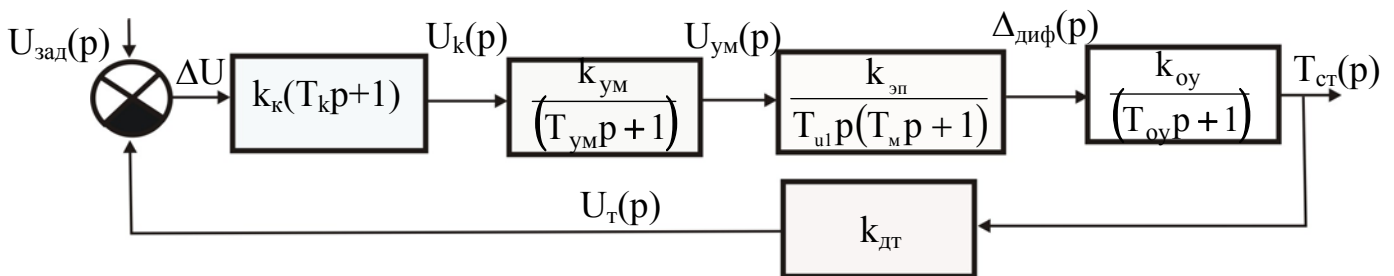


Рис. 14. Структурная схема ВСТ с корректирующим звеном

Передаточная функция системы с учетом корректирующего звена имеет вид:

$$W_c(p) = W_{кор}(p) \cdot W(p) = \frac{1}{T_{у2}p \cdot (T_{мп}p + 1) \cdot (T_{ум}p + 1)}, \quad (17)$$

где $T_{у2}$ - постоянная интегрирующего преобразования системы.

Анализ логарифмических частотных характеристик скорректированной системы показал, что система имеет достаточный для нормального функционирования запас устойчивости по фазе, равный $\Delta\varphi_2 = 70^\circ$.

Для оценки показателей качества переходного процесса, достигаемого в скорректированной системе, использовался метод обратных преобразований Лапласа. В результате аналитическое выражение для отклика регулятора на скачкообразное изменение задающего воздействия $U_{зад}$ имеет вид:

$$\Delta Q(t) = \frac{\Delta U_{зад}}{k_{дт}} \cdot [1 - C \cdot e^{-\gamma t} \cdot \sin(\lambda t - Q) - C_1 \cdot e^{-\gamma t}] \quad (18)$$

Расчет переходной характеристики САУ производился с использованием ЭВМ.

Время регулирования для 5% зоны допустимых отклонений составляет:
 $t_p = 0,68 \text{ с};$

перерегулирование:

$$\sigma = \frac{\Delta Q_{\text{зад}}}{\Delta Q_{\text{уст}}} \cdot 100\% = 18\%. \quad (19)$$

Таким образом, в скорректированной системе обеспечивается достаточно высокое качество процесса регулирования, следовательно, данная система автоматического регулирования параметров диффузора может использоваться в широком диапазоне изменения высотно-скоростных характеристик летательного аппарата. Однако, такая система, в силу сохраняющихся ограничений, создаваемых самовакуумирующейся вихревой трубой, не может работать во всем диапазоне изменения высотно-скоростных характеристик (ВСХ). Так, например, при установке ВСТ на самолет МиГ – 29, скорость и высота которого находятся в диапазоне $M = 0...2,5$; $H = 0...25000 \text{ м}$ параметры воздуха будут меняться в диапазоне: температура $T_{\text{вх}} = 487...234 \text{ К}$; давление $p_{\text{вх}} = (2,51...0,135) \cdot 10^5 \text{ Па}$; располагаемая степень расширения газа в СВТ $\pi = 1,05...8,5$. В этом диапазоне изменения входных параметров ВСТ является неустойчивой системой, т.к. при $V_{\text{min}} < V$ из-за малого перепада давлений эффективность работы вихревой трубы будет низкой, а при $V > V_{\text{max}}$ наблюдается ухудшение холодопроизводительности за счет динамического нагрева входящего воздуха.

Для расширения устойчивого диапазона работы ВСТ разработана многоступенчатая (по числу ВТ) комбинированная (по типу ВТ) ВСТ. В её состав в качестве первой ступени входит СВТ и несколько ступеней ДВТ, отличающихся друг от друга геометрическими размерами ВТ. Подбором размеров ДВТ и режимов функционирования ступеней достигается перекрытие всего диапазона ВСХ, определяемых для ЛА четвертого и пятого поколений при сохранении устойчивой работы ВСТ.

На основе проективных расчетов разработаны варианты многоступенчатых ВСТ на основе СВТ, эффективно работающих во всем диапазоне высотно-скоростных характеристик. Расчет количества m ступеней производился по относительной температуре стержня $\theta_{\text{ст}}$. Определяющим при выборе количества ступеней ВСТ является обеспечение условия: $\theta_{\text{ст. рас}} < \theta_{\text{ст. тр}}$,

где $\theta_{\text{ст. рас}}$ – расчетное значение относительной температуры стержня;

$\theta_{\text{ст. тр}}$ – требуемое значение относительной температуры стержня.

Если соотношение $\theta_{\text{ст. рас}} / \theta_{\text{ст. тр}} > 1,1$, то устойчивую работу ВСТ обеспечивает одна СВТ. Если $\theta_{\text{ст. рас}} / \theta_{\text{ст. тр}} < 1,1$, то необходимо применять многоступенчатую схему.

Диапазон допустимых температур стержня 273...293 К.

Оптимальной разбивкой степени расширения π газа по ступеням является равномерная разбивка:

$$\pi_1 = \pi_2 = \dots = \pi^m. \quad (20)$$

На рис. 15 показана схема трехступенчатой комбинированной ВСТ. Система содержит ступени I-III, в состав каждой из которых входит вихревая труба (I – СВТ, II и III – ДВТ1 и ДВТ2), входной клапан и соединительные патрубки. К выходам ДВТ второй и третьей ступеней подключены перепускные клапаны К4 и К5 для последовательного соединения ступеней в зависимости от режима работы ВСТ. На входе в ВСТ уста-

навливается управляемая заслонка УЗ, регулирующая площадь проходного сечения воздухозаборника.

В СВТ холодный воздух используется для охлаждения цилиндрического стержня, расположенного на оси трубы, а в ДВТ холодный воздух в зависимости от номера режима поступает либо на вход СВТ, либо через соответствующие клапаны на вход ДВТ последующей ступени.

Режим работы ВСТ определяется автоматически по показаниям датчика температуры, который расположен на охлаждаемом стержне.

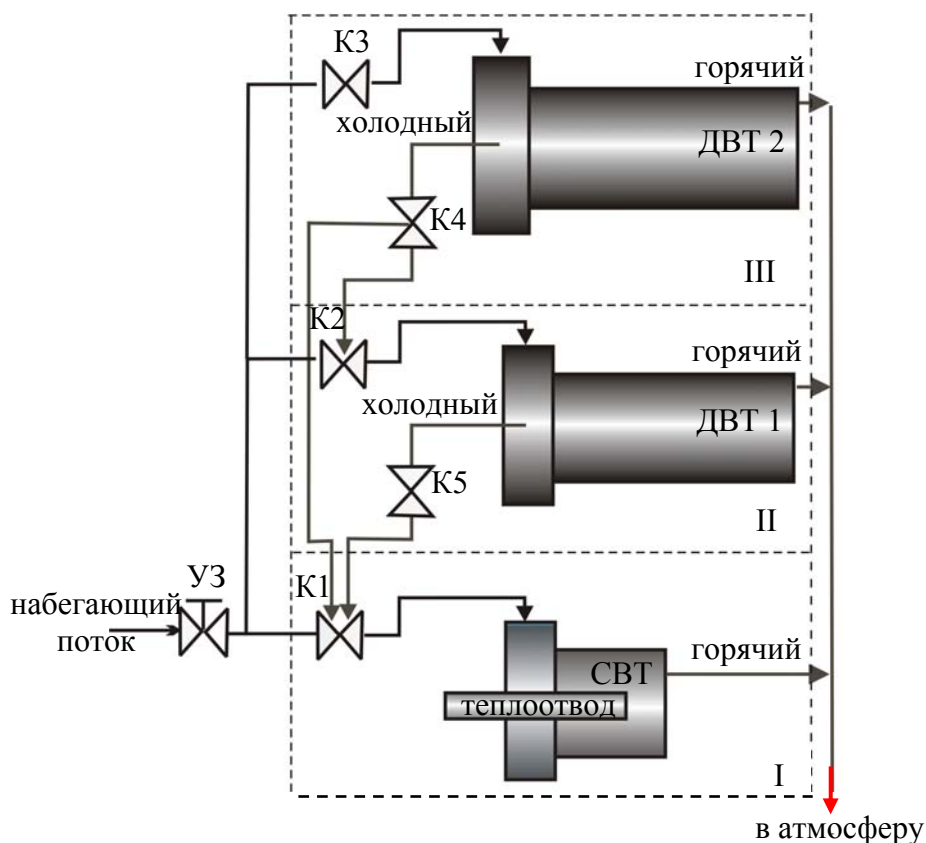


Рис. 15. Структурная схема трехступенчатой ВСТ на основе СВТ и ДВТ

Управление положением заслонки может осуществляться двумя способами.

Первый способ: заслонка может находиться в двух положениях - полностью открытом или полностью закрытом. Положение заслонки определяется ВСХ полета летательного аппарата. При $V_{\min} \leq V \leq V_{\max \text{ доп}}$ заслонка полностью открыта и обеспечивает установленные режимы работы ВСТ. При $V < V_{\min}$ и $V > V_{\max \text{ доп}}$ заслонка закрыта, так как при этих условиях ВСТ практически не работает.

Второй способ: плавное изменение положения заслонки от полностью закрытого до полностью открытого. Этот способ применяется при необходимости более точного поддержания температуры стержня.

Таблица 1 иллюстрирует алгоритм работы автоматического устройства, управляющего работой клапанов К1...К5 в соответствии с алгоритмом работы ВСТ при фиксированном положении управляемой заслонки.

Таблица 2 поясняет взаимосвязь режимов работы ВСТ с показателями ВСХ. Режимы определены при заданной температуре стержня 288 К.

Режимы работы трехступенчатой ВСТ на основе СВТ

№ р.	Состояние клапанов (направление движения воздуха)					Функционирующие ВТ
	К1	К2	К3	К4	К5	
1	УЗ→СВТ	-	-	-	-	СВТ
2	ДВТ1→СВТ	УЗ→ДВТ1	-	-	ДВТ1→СВТ	СВТ+ДВТ1
3	ДВТ2→СВТ	-	УЗ→ДВТ2	ДВТ2→СВТ	-	СВТ+ДВТ2
4	ДВТ1→СВТ	ДВТ2→В1	УЗ→ДВТ2	ДВТ2→ДВТ1	ДВТ1→СВТ	СВТ+ДВТ1+ ДВТ2

Примечание: ДВТ N – подключение клапана к входу ДВТ (N=1,2); - клапан закрыт.

Таблица 2.

Взаимосвязь режимов работы ВСТ на основе СВТ с показателями ВСХ.

π	1,04	1,16	1,49	1,66	1,86	2,22	2,50	3,34	5,50	7,44	8,00
Н/М км	0,30	0,50	0,80	0,90	1,00	1,15	1,25	1,50	2,00	2,35	2,50
0	4	4	4	4	4	4	4	4	-	-	-
1	2	3	4	4	4	4	4	4	-	-	-
5	1	1	1	1	1	2	2	2	4	-	-
8	1	1	1	1	1	2	2	2	4	4	-
10	1	1	1	1	1	1	1	2	3	4	-
12	1	1	1	1	1	1	1	2	3	4	4
17	-	1	1	1	1	1	2	2	3	4	4
20	-	1	1	1	1	1	2	2	3	4	4
25	-	-	-	-	-	-	-	-	4	4	4

Многоступенчатая ВСТ на основе СВТ с системой автоматического выбора режима работы значительно расширяет диапазон работы ВСТ по высотам и скоростям полета летательного аппарата для обеспечения заданной точности термостатирования элементов радиолокационного, радиоэлектронного, авиационного оборудования, навигационных оптических систем, двигателя, бортовых ЭВМ, вооружения.

На рис. 16 по результатам экспериментальных исследований представлено поле границ применимости различных вариантов схем вихревой системы охлаждения (ВСО) “Вихрь” (однокаскадной с СВТ и двухкаскадной с СВТ и ДВТ). Недостатком каскадной ВСО, в состав которой входит теплообменник, является довольно большие масса и габариты, а также большой расход воздуха и высокая тепловая инерционность системы.

Этих недостатков лишены ступенчатые ВСТ. На рис. 17 по результатам расчета представлено поле границ применимости различных вариантов схем ВСТ (одноступенчатой с СВТ; двухступенчатой с СВТ и ДВТ и трехступенчатой ВСТ, в состав которой входит одна ступень СВТ и две ступени ДВТ).

Эти ВСТ работают от набегающего потока воздуха. Заданная температура стержня составляет 273 К.

Из графиков следует, что одна СВТ может обеспечить требуемую температуру стержня в диапазоне высот полета от 800 до 23000 м при скорости полета самолета 0,3

$\leq M \leq 1,4$. Применение трехступенчатой комбинированной ВСТ на основе СВТ и ДВТ позволяет обеспечить поддержание заданной температуры стержня во всем диапазоне изменения ВСХ.

Экспериментальные данные ОНИЛ-9 СГАУ

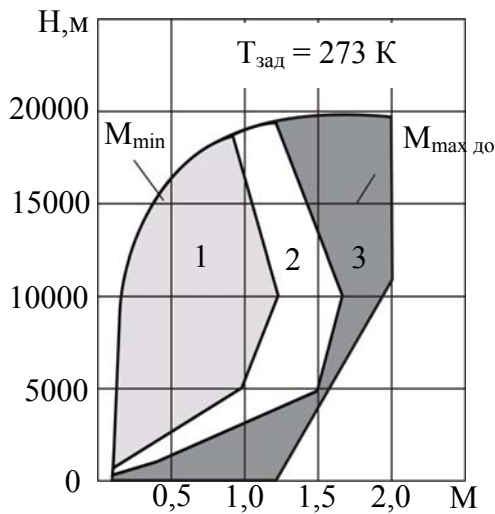


Рис. 16. Диапазон работы ВСО “Вихрь”:

- 1 - однокаскадной с СВТ;
- 2 - двухкаскадной с СВТ и ДВТ;
- 3 - диапазоны режимов полета ЛА

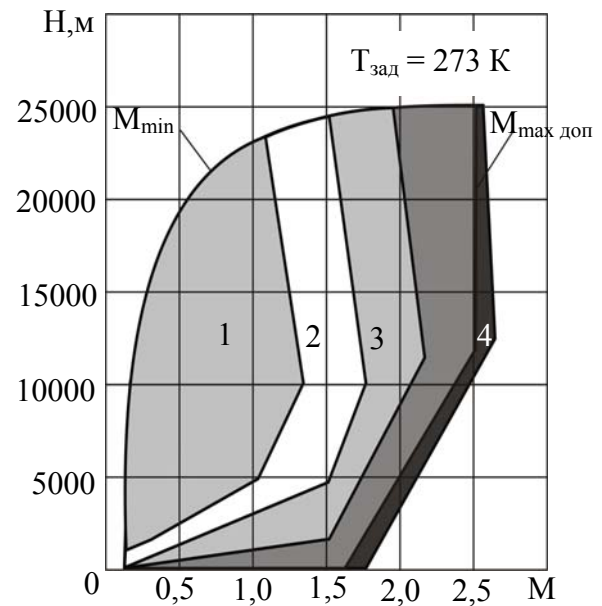


Рис. 17. Диапазоны работы ступенчатой ВСТ:
1 – СВТ; 2 – СВТ+ДВТ 1; 3 – СВТ+ДВТ 2;
4 – СВТ+ДВТ 1+ДВТ 2

Для объективной оценки эффективности ВСТ и объективного выбора типа ВСТ использовался метод эквивалентных масс, совмещенный с методом эксергетического анализа.

Энергетическое совершенство СТ оценивается эксергетическим КПД:

$$\eta_{\text{ex}}^{\text{СТ}} = E_{\text{пол}} / E_{\text{затр}}; \quad (21)$$

где $E_{\text{пол}}$ – приведенная эксергетическая холодопроизводительность, которая определяется относительно параметров заторможенного потока воздуха, набегающего на летательный аппарат;

$E_{\text{затр}}$ - эксергия дополнительного количества топлива, израсходованного ЛА на транспортирование и функционирование системы, определяется по формуле:

$$E_{\text{затр}} = M_{\Sigma}^T \cdot e_m, \quad (22)$$

где e_m – удельная эксергия топлива;

M_{Σ}^T – суммарная масса взлетного запаса топлива.

Для используемых на современных летательных аппаратах систем термостатирования объектов может быть применена следующая последовательность расчета оценки совершенства СТ:

– Определяется величина эксергетической холодопроизводительности по формуле (в случае использования СВТ):

$$E_{\text{пол}}^{\text{ВХ}} = M_1 \cdot e_{\text{ср}}, \quad (23)$$

где $e_{\text{ср}}$ - удельная эксергия потока на выходе СВТ;

M_1 – масса газа, вводимого в СВТ.

– Истинная эксергетическая холодопроизводительность СТ, применяемая для термостабилизации теплоотвода:

$$E_{\text{ист}}^B = W_{\text{эл}} \cdot \left(\frac{T_{\text{н}}^*}{T_{\text{ох}}} - 1 \right), \quad (24)$$

где $W_{\text{эл}}$ – мощность, подаваемая на стержень;

$T_{\text{ох}}$ – температура охлаждаемых элементов, вычисляемая по формуле 15.

– По чертежам или опытному образцу ЛА устанавливается суммарная масса элементов, входящих в состав СТ, кг:

$$M_y^{\text{об}} = \sum M_{\text{эл}}. \quad (25)$$

– По чертежам или экспериментальному образцу ЛА определяется суммарный объем элементов, входящих в состав СТ, кг:

$$V_{\text{об}} = \sum V_{\text{эл}}. \quad (26)$$

– Оценивается масса топлива, расходуемого ЛА на транспортировку СТ с учетом специфики ее работы, кг:

$$\left(M_{\Sigma}^m \right)^{\text{сист}} = \sum M_i^m = M_{\text{вз}}^m + M_y^m + M_{\text{хл}}^m + M_{\text{э}}^m. \quad (27)$$

– Эксергия дополнительного количества топлива $E_{\text{затр}}$, расходуемого на транспортирование и функционирование системы, рассчитывается по формуле:

$$E_{\text{затр}} = M_{\Sigma}^m e_m, \quad (28)$$

где e_m – удельная эксергия, принимается равной $0,975 H_{\text{н}}^B$, здесь $H_{\text{н}}^B$ – высшая теплотворная способность топлива.

Оценка эффективности ВСТ на основе СВТ показала, что ступенчатые ВСТ по сравнению с каскадными имеют большую эффективность, так как обладают меньшими массогабаритными характеристиками.

Сравнение четырех видов источника холода авиационных холодильных агрегатов, как видно из табл.3, показало, что большую энергетическую эффективность имеет вихревой агрегат.

Таблица 3

Сравнение эффективности систем термостатирования

Тип ХА	Холодопроизводительность, Вт	Масса ХА, кг	Масса топлива для перевозки и работы ХА, кг	Взлетная эквивалентная масса ХА, кг	Эксергетический КПД, %	Приведенная топлив. массовая х-ка, %
Ф	170	20	23,5	43,5	0,95	99,7
Т	70	13	17,8	22,8	0,90	37,4
НП	160	10,2	10,0	20,2	2,0	11,3
В	150	8,1	5,7	13,8	3,3	8,9

Примечание: Ф – фреоновый ХА; Т – термоэлектрический ХА; НП – ХА, работающий от набегающего потока; В – вихревой ХА.

В ходе работы получены следующие основные результаты:

Разработана ВСТ на основе СВТ, позволяющая обеспечить заданный уровень температуры ответственных элементов бортовых систем летательных аппаратов четвертого и пятого поколений во всем диапазоне высотно-скоростных характеристик ($M=$

0,3..2,5; $H = 0...25000$ м).

1. На основе уточненной математической модели, базирующейся на Гипотезе взаимодействия вихрей, разработаны методики и алгоритм расчета геометрических параметров СВТ при широком диапазоне изменения входных параметров ВСТ.
2. Создана методика расчета режимов работы СВТ, позволяющая проводить опережающие исследования ВСТ посредством математического моделирования условий работы на основе разработанного вычислительного программного комплекса.
3. Получены расчетные характеристики самовакумирующейся вихревой трубы и произведено их сравнение с экспериментальными данными: отклонение расчетных значений от экспериментальных не превышает 8%.
4. Разработана методика создания ВСТ с автоматическим регулированием параметров диффузора СВТ для летательных аппаратов. Расчет показал, что данная система устойчива, обладает высоким быстродействием: время регулирования составляет 0,68 с, перерегулирование – 18 %.
5. Разработана функциональная схема многоступенчатой комбинированной ВСТ на основе СВТ и ДВТ и система автоматического управления ее режимами работы с учетом влияния режимов полета летательного аппарата. Трехступенчатая комбинированная ВСТ позволяет расширить диапазон эффективного применения ВСТ до $M = 2,7$ при допустимой температуре стержня $T_{доп} = 273$ К.

Основное содержание диссертации изложено в следующих работах:

1. Дорофеева Т.С. Методика расчета геометрических параметров СВТ и параметров газового потока // Вестник СГАУ, выпуск 2 (10), ч.2 - Самара, 2006. - С. 109-113.
2. Дорофеева Т.С., Алексеенко В.П., Бирюк В.В., Бронштейн В.М. Ступенчатая вихревая система термостатирования приборных отсеков летательных аппаратов // Научно-технический сборник, Ракетно-космическая техника. - Самара, 2003.- С. 12-36.
3. Дорофеева Т.С., Алексеенко В.П., Бирюк В.В. Вихревой эффект для термостатирования термонагруженного оборудования // Труды II Международной научной школы-конференции: Актуальные вопросы теплофизики и физической гидрогазодинамики.- Алушта, Крым, 2004. – С. 33-38.
4. Дорофеева Т.С., Алексеенко В.П., Бирюк В.В. Имитационное моделирование вихревой системы термостатирования с самовакумирующейся вихревой трубой // Информационный вестник Самарской области. Выпуск 7 - Самара, 2005. – С. 37-40.
5. Дорофеева Т.С., Алексеенко В.П., Бирюк В.В. Вихревые системы охлаждения и термостатирования // Труды III Международной научной школы-конференции: Актуальные вопросы теплофизики и физической гидрогазодинамики. Выпуск 2, ч.2 - Алушта, Крым, 2005. – С. 48-51.
6. Дорофеева Т.С., Алексеенко В.П., Бирюк В.В. Самовакумирующаяся вихревая труба для стабилизации температуры в бортовых отсеках авиационной техники // Труды V Международной научной школы-семинара: Модели и методы аэродинамики.- МЦНМО, Евпатория, Крым, 2005. – С. 54-57.
7. Дорофеева Т.С., Алексеенко В.П., Бирюк В.В. Исследование самовакумирующейся вихревой трубы // Материалы IV Международной научной школы-конференции: Актуальные вопросы теплофизики и физической гидрогазодинамики.- Алушта, Крым, 2006. - С. 66-69.

Подписано в печать 16 августа 2007 года.
Формат 60x84/16. Бумага офсетная. Печать оперативная. Объем 1 печ. л.
Тираж 100 экз. Заказ 158.

446007 Самарская обл. г. Сызрань, ул. Маршала Жукова, 1.

Отпечатано в типографии Сызранского ВВАУЛ (ВИ)