

УДК 629.7.05(075)

РАСЧЁТ ХАРАКТЕРИСТИК ВИХРЕВЫХ СИСТЕМ ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ

© 2009 В.П. Алексеенко, А.С. Стукалов, П.Ю. Якимов

Самарский государственный аэрокосмический университет

Поступила в редакцию 08.09.2009

Произведён расчет геометрических параметров и областей эксплуатации вихревой трубы. Разработан алгоритм, рассчитывающий количество “эквивалентных” вихревых труб, для проверки гипотезы, о том, что одну и ту же вихревую трубу можно использовать при разных входных параметрах давления и температуры, и при этом получать на выходе необходимую холодную температуру.

Ключевые слова: авиастроение, ракетостроение, системы термостатирования, вихревой эффект, летательный аппарат.

Как известно, любая система стабилизации тепловой нагрузки на аэрокосмическом аппарате должна удовлетворять общепринятым основным требованиям:

- ♦ обеспечивать заданный отвод тепла;
- ♦ иметь небольшую массу;
- ♦ затрачивать как можно меньше мощности на работу самой системы;
- ♦ являться безопасной и надежной.

К числу перспективных систем термостатирования оборудования летательных аппаратов можно отнести вихревые пневматические холодильно-нагревательные устройства, в основе функционирования которых лежит вихревой эффект энергетического разделения газов. Исключительная простота устройств, надежность в эксплуатации и малый вес при наличии перепада давления делают возможным использование эффекта Ранка для получения потоков горячего и холодного газов на борту летательного аппарата. Явление, происходящее в вихревой трубе, представляет собой сложный газодинамический процесс, совершаемый в пространственном турбулентном потоке вязкого сжимаемого газа. До сих пор теоретический анализ этого процесса находится в стадии развития. Вместе с тем, достигнутые успехи в области экспериментальных исследований вихревых устройств, стимулируют разработку систем термостатирования оборудования аэрокосмической техники на основе вихревого эффекта или эффекта Ранка. Наиболее показательными параметрами вихревых устройств являются простота, надежность и ресурс, по которым они значительно превосходят другие типы систем.

Однако одной из существенных проблем, ограничивающих использование вихревых устройств, является довольно узкий диапазон высотно-скоростных характеристик летательного аппарата, в пределах которого достигается необходимый уровень термостатирования. Причиной этого является неизменность геометрических параметров вихревых устройств при изменении параметров входного потока. Поэтому разработка систем термостатирования на базе вихревых устройств – вихревых систем термостатирования, позволяющих решить проблему поддержания необходимых климатических условий для эксплуатации бортового оборудования аэрокосмической техники является назревшей актуальной проблемой.

Основным недостатком исследований и практических разработок является то, что они не дают возможности определения функциональных зависимостей между геометрическими размерами вихревой трубы и параметрами выходных потоков газа на выходах из нее. Полуэмпирические зависимости, выведенные для конкретных геометрических соотношений, не являются целесообразными.

При расчете геометрических размеров вихревых труб был использован расчетный аппарат, основанный на уточненной методике Меркулова. Исходными данными для расчета являются: потребные температура T_x холодного потока, холодопроизводительность Q_x и давление p_x холодного потока. Давление p_1 , температура T_1 и относительная влажность φ_1 набегающего потока задаются и корректируются, исходя из данных о внешней среде.

По условиям отвода тепла от охлаждаемого объекта задается допустимая величина изобарного подогрева ΔT_k холодного потока при теплообмене с охлаждаемым объектом.

По этим величинам и известной величине изобарной теплоемкости C_p газа определяется потребный массовый расход холодного потока:

Алексеенко Василий Павлович, кандидат технических наук, доцент кафедры теплотехники и тепловых двигателей. E-mail: alekseenko_v@mail.ru.

Стукалов Алексей Сергеевич, студент.

E-mail: aleksey.stukalov@msn.com.

Якимов Павел Юрьевич, студент.

E-mail: pavel.yakimov@hotmail.com.

$$Gx = \frac{Qx}{C_p \cdot \Delta T k}, \quad (1)$$

где ΔT_k – допустимая величина изобарного подогрева.

Далее определяется располагаемая степень расширения газа:

$$\pi = \frac{P_1}{P_x}. \quad (2)$$

и относительная температура холодного потока:

$$\Theta_x = \frac{T_x}{T_1}. \quad (3)$$

Затем в первом приближении определяются размеры вихревой трубы, для чего по полученным значениям Θ_x и π из обобщенных характеристик определяется требуемое значение μ – большее для данного значения π , и подсчитывается требуемый общий расход сжатого газа:

$$G = \frac{G_x}{\mu}. \quad (4)$$

По общему расходу и параметрам входа определяется площадь проходного сечения сопла. Если располагаемая степень расширения $\pi > 4$, то в сопловом сечении имеет место критическое истечение и площадь сопла подсчитывается по выражению:

$$F_{kp} = \frac{G \sqrt{R \cdot T_1}}{\alpha \cdot P_1} \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}. \quad (5)$$

Здесь α – коэффициент расхода сопла, который согласно исследованиям составляет величину 0,96.

При использовании в качестве рабочего тела воздуха ($k = 1,4$, $R = 287 \text{ Дж/кг} \cdot \text{К}$) и подстановке $p_1 = 10^5 \text{ Па}$, выражение (5) приводится к виду:

$$F_{kp} = \frac{G \sqrt{T_1}}{0,38 P_1} \cdot 100. \quad (6)$$

При располагаемой степени расширения $\pi < 4$, скорость истечения из сопла докритическая, определяется по выражению:

$$v_1^2 = \frac{k \cdot R \cdot T_1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{1}{\pi^*} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right], \quad (7)$$

в котором вместо величины π^* подставляется величина π . Такая замена обоснована тем, что оптимальный режим работы вихревой трубы соответствует нулевой осевой скорости холодного потока на оси вихря соплового сечения, т. е. ре-

жиму, когда давления на оси вихря равно давлению холодного потока. Таким образом, подсчитываем скорость истечения по выражению:

$$v_1^2 = \frac{k \cdot R \cdot T_1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{1}{\pi} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right], \quad (8)$$

затем критическую $a_{kp}^2 = kRT_1$ и безразмерную

$\lambda = \frac{v_1}{a_{kp}}$ скорости. Определение площади про-

ходного сечения сопла при докритическом истечении удобно проводить по газодинамической функции - приведенному расходу $q(\lambda)$:

$$q(\lambda) = \lambda \cdot \left[\frac{k+1}{2} \cdot \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda \right) \right]^{\frac{1}{k-1}}. \quad (9)$$

По значению этой функции легко определяется площадь проходного сечения сопла при докритическом истечении:

$$F_c = \frac{F_{kp}}{q(\lambda)}. \quad (10)$$

Здесь F_{kp} подсчитывается по выражению (6).

При использовании прямоугольных тангенциальных входных сопел рекомендуется принимать их осевую ширину b вдвое большей их высоты h по выражениям:

$$h = \sqrt{\frac{F_c}{2 \cdot i}} \quad \text{и} \quad b = \frac{F_c}{i \cdot h}. \quad (11)$$

Для определения диаметра D вихревой трубы необходимо задаться значением относительной площади сопла F_{kp} . Она не играет определяющей роли, но может быть оптимизирована из соображений, вытекающих из полученных ранее аналитических зависимостей.

Для авиационных систем термостатирования при умеренных степенях расширения и давления холодного потока, близкого к атмосферному, оптимальным значением относительной площади сопла следует считать $F_{c\text{ опт}} = 0$. Увеличение $F_{c\text{ опт}}$ несколько увеличивает эффект охлаждения холодного потока на малых μ (снижает эффект подмешивания пограничного слоя), но уменьшает эффект охлаждения при больших μ (повышает осевые скорости и уровень давления в вихревой зоне). С ростом F_c уменьшаются габаритные размеры вихревой трубы.

Можно рекомендовать при умеренных давлениях на входе $2 < p_1 < 6 \cdot 10^5 \text{ Па}$, степенях расширения $2 < \pi < 6$ массовых долях холодного потока $0,2 < \mu < 0,8$ принимать значения $0,09 <$

$F_{c\text{отн}} < 0,10$. При высоких давлениях $6 < p_1 < 12 \cdot 10^5$ Па на входе, степенях расширения $\pi > 6$, массовых долях $0,5 < \mu < 1,0$ принимать $0,07 < F_{c\text{отн}} < 0,09$. При низком давлении $p_1 < 10^5$ Па на входе (например, высотные условия), умеренных μ и π принимать $0,1 < F_{c\text{отн}} < 0$. Близкие к рекомендуемым значениям дает соотношение:

$$F_c = 0.327 \cdot \left(\frac{1}{\pi}\right)^{\frac{1}{k}}. \quad (12)$$

По расчетному значению F_c и принятой величине $F_{c\text{отн}}$ определяется диаметр вихревой трубы:

$$D = \sqrt{\frac{4 \cdot F_c}{3.14 \cdot F_{c\text{отн}}}} = 1.13 \cdot \sqrt{\frac{F_c}{F_{c\text{отн}}}}. \quad (13)$$

Для более точного расчета необходимо ввести поправки на масштаб вихревой трубы, влажность поступающего сжатого газа и уровень давлений.

В экспериментах была получена зависимость относительной температуры Θ_x от диаметра D вихревой трубы. Аналогичную зависимость можно использовать в диапазоне $5 < D < 50$ мм и, принимая за базовые обобщенные характеристики экспериментальные Θ_x , построенные для вихревой трубы с $D = 24$ мм, представить ее в виде:

$$\Delta = 0,005 \cdot (D - 24). \quad (14)$$

По этой величине находим поправку $\Delta\Theta_x$ по выражению:

$$\Delta\Theta_x = \Delta \cdot \left[1 - \left(\frac{1}{\pi}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right], \quad (15)$$

а затем и уточненное значение $\Theta'_x = \Theta_x + \Delta\Theta_x$, по которому из обобщенных характеристик определяем уточненное значение массовой доли μ .

Далее расчет повторяется в описанном выше порядке. Диаметр отверстия диафрагмы подсчитывается по выражению из:

$$d\delta = (0,350 + 0,313 m)D. \quad (16)$$

Длина вихревой зоны L принимается равной 9 диаметрам вихревой трубы:

$$L = 9D. \quad (17)$$

При таком выборе длины вихревая зона на горячем конце должна быть ограничена спрямляющей крестовиной.

В случае автономной работы вихревой трубы этих величин оказывается достаточно для полного расчета. Если же вихревая труба используется в какой-либо схеме, то часто появляется необходимость определить на выбранном режи-

ме давление горячего потока перед дросселем.

Для определения этой зависимости удобно ввести безразмерную величину - степень недорасширения горячего потока:

$$\pi = \frac{Pr}{P_x}, \quad (18)$$

характеризующую энергетический уровень горячего потока по давлению.

Согласно проведенным экспериментам при длине вихревой трубы в 9 калибров и оптимальных для выбранного μ диаметрах отверстия диафрагмы величина π_r является функцией только π и в диапазоне $2 < \pi < 6$ может быть связана с последней простым соотношением:

$$\pi_r = 0,33 \cdot \pi + 0,67. \quad (19)$$

Таким образом, при заданных параметрах p_1 и T_1 сжатого газа и давления p_x холодного потока обобщенные характеристики совместно с выражением (9) позволяют определить все требуемые параметры выходящих из вихревой трубы потоков.

В расчете пользуются зависимостью $\Theta_x = \Theta_x(\mu, \pi)$, которая была получена эмпирически. Для автоматизации расчета было необходимо получить эту зависимость в аналитическом виде. Была проведена аппроксимация этой зависимости полиномом 9-ой степени, для выборочных, необходимых значений π . Среднеквадратичная ошибка аппроксимации не превышает 0.0002 или 2%, относительно значения Θ_x . Аналогичная работа произведена с зависимостью $\xi = \xi(p_x)$.

Для расчета геометрических параметров вихревых труб применяется итеративный метод последовательных приближений, основанный на уточненной методике Меркулова, приведенной выше (рис.1)

При определенных величинах Θ_x и π значение μ не является однозначным. Однако, из произведенных расчетов видно, что в случаях неоднозначности необходимо брать большее μ . Иначе данная методика расчета не позволяет получить устоявшееся решение. В соответствии с представленным алгоритмом разработана программа расчета геометрических размеров вихревых труб (рис. 2)

Для проверки предположения, о том, что одну и ту же вихревую трубу можно использовать при других входных параметрах давления и температуры, и при этом получать на выходе необходимую холодную температуру, был разработан алгоритм, рассчитывающий количество "эквивалентных" вихревых труб при условии, что трубы можно считать эквивалентными, когда они мало различаются по размерам (в пределах 5%) и при этом температура холодного потока на выходе трубы отличается не более чем на 10%. Алгоритм заключается в следующем: после расчета интересующей нас трубы, путем перебора T_1 и p_1 , полу-

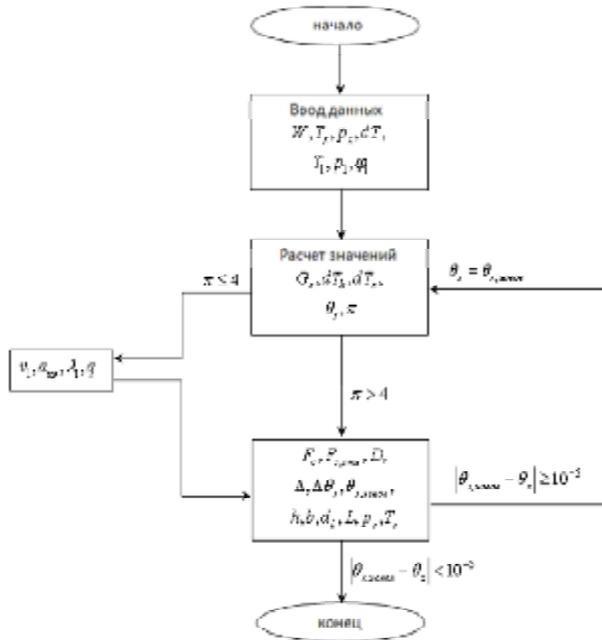


Рис. 1. Алгоритм расчета геометрических параметров вихревой трубы

чаем новое количество труб, далее, их параметры сравниваются с исходными, и, в случае эквивалентности, считаем что интересующая нас труба может использоваться при аналогичных внешних условиях. На рисунке показан случай, при кото-

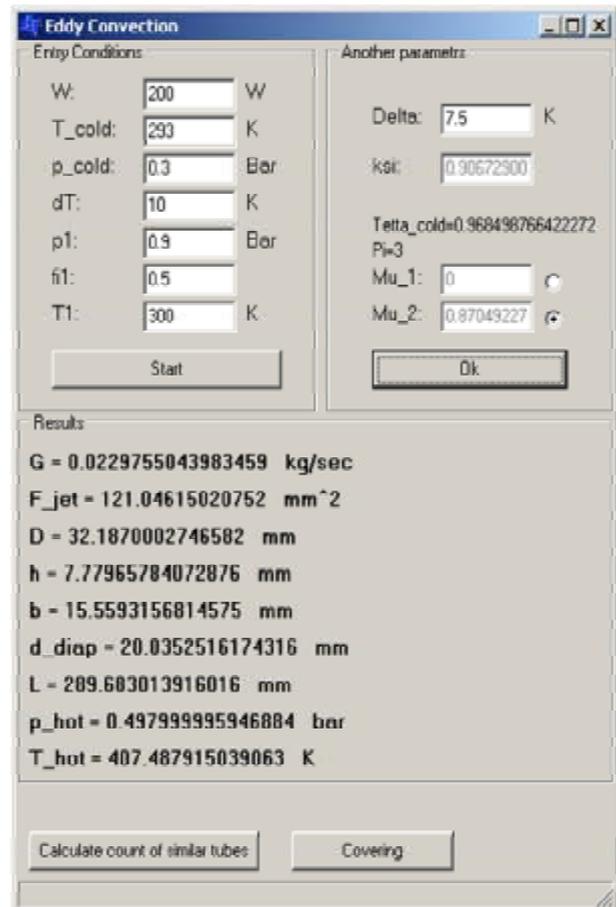


Рис. 2. Рабочий фрагмент программы расчета

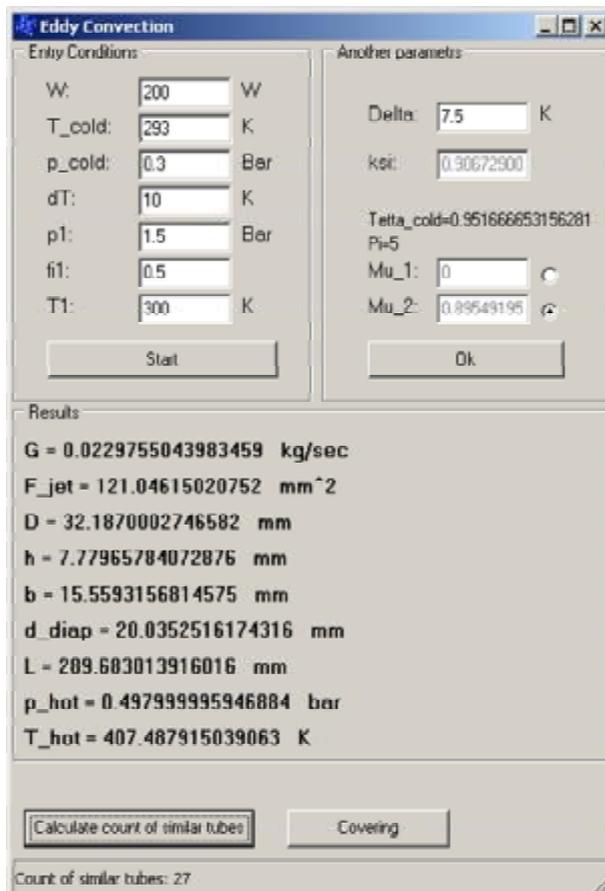


Рис. 3. Рабочий фрагмент программы расчета

ром существуют 27 труб (рис. 3), эквивалентных просчитанной. То есть гипотеза о возможности использовать вихревую трубу с одинаковыми геометрическими параметрами в разных точках диапазона высот и скоростей летательных аппаратов подтверждается.

Чтобы найти количество труб, для покрытия диапазона высот и скоростей полета летательного аппарата, соответствующим возможным входным температурам большого диапазона, например T_1 от 240 К до 350 К, и входным давлениям $p_1 = \alpha \cdot p_x$ (где $\pi = 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 12$), был разработан алгоритм, который, фактически, повторяет алгоритм поиска “эквивалентных труб” при всех входных значениях T_1 и p_1 .

Для условий $T_x = 293$, $W = 200$, $p_x = 0,3$ и различных π было просчитано количество труб покрывающих описанное выше множество. К примеру, для $p_x = 0,3$ необходимо 39 различных труб. Область покрытия указана в табл. 1 (без учета последовательного использования труб).

Каждое число в таблице обозначает свою трубу. Например, за самой часто встречающейся трубой, в данном примере расчета, в этом покрытии, закреплен номер 29. Описание трубы 29 дается в файле tubes.dat, создаваемом программой, во время поиска покрытия.

Таблица 1. Область покрытия возможных входных температур

$\pi \backslash T_1$	296	297	298	299	300	301	302	303	304	305	306	307	308	309	310
2	1	1	1	1	1	1	1	2	2	2	2	3	3	3	4
3				5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	5	6
4										10	10	10	10	10	10
5												17	17	17	17
6												24	24	24	24
8										29	29	29	29	29	29
10									35	35	35	35	35	35	35
12								38	38	38	38	38	38	35	35

$p_x \backslash T_1$	311	312	313	314	315	316	317	318	319	320	321	322	323	324	325
2															
3	6	6	6	6	6	7	7	7	7	7	7	8	8	8	1
4	10	10	10	11	12	14	15	15	15	15	15	15	15	15	16
5	17	17	17	17	17	18	19	10	10	10	10	10	10	10	10
6	24	24	24	17	17	17	17	17	17	17	17	17	17	17	17
8	29	29	29	29	29	30	32	32	32	32	32	24	24	24	24
10	35	35	35	29	29	29	29	29	29	29	29	29	29	29	29
12	35	35	35	35	35	35	35	35	35	35	35	35	35	35	35

$\pi \backslash T_1$	326	327	328	329	330	331	332	333	334	335	336	337	338	339	340
2															
3	8	9	9												
4	16	5	5	5	5	5	5	5	5	6	6	6	6	7	7
5	10	10	10	10	10	10	11	13	14	15	15	15	15	15	16
6	17	17	17	17	17	17	19	21	10	10	10	10	10	10	10
8	24	24	24	24	24	24	24	24	24	24	24	24	25	27	28
10	29	29	29	29	29	29	29	30	32	32	32	32	32	32	32
12	35	35	35	39	39	39	39	39	39	29	29	29	29	29	29

$\pi \backslash T_1$	341	342	343	344	345	346	347	348	349	350
2										
3										
4	7									
5	16	16	16	16	16	23	23	23	23	23
6	10	10	10	11	13	15	15	15	15	15
8	33	33	33	33	33	33	33	34	34	34
10	32	37	37	37	37	37	37	33	33	33
12	29	29	29	29	31	32	32	32	32	32

Tube №29

Entry conditions:

W = 200

T_cold = 293

p_cold = 0.3

dTk = 10

T1 = 301

p1 = 4

fi1 = 0.5

Result:

G = 0.0223092

F_jet = 44397

D = 2279

h = 4.6065

b = 9.213

d_diap = 14.6798

L = 209.511

p_hot = 0.993

T_hot = 449.056



Рис. 4. Расчет количества труб в зависимости от внешних условий

При исследовании зависимости количества труб необходимых для покрытия диапазона высот и скоростей полета и p_x , выяснилось, что можно указать лучшее p_x , для которого количество труб будет меньше. Так, при $p_x = 1,1 \cdot 10^5 \text{ Па}$ необходимо лишь 23 трубы с различными геометрическими параметрами. А уже при $p_x = 1,12 \cdot 10^5 \text{ Па}$ необходимо уже 27 труб. Далее их количество только возрастает. Таким образом, для упомянутых входных данных, наиболее оп-

тимальным выходным давлением холодного потока будет являться $p_x = 1,1 \cdot 10^5 \text{ Па}$, и при этом минимальное количество необходимых труб будет равным 23, (без применения последовательного использования) см. рис.4.

При недостаточном охлаждении потока, можно последовательно пропускать поток через 2, 3 и т.д. труб. Алгоритм расчета выходных параметров из последней вихревой трубы (Рис. 5) заключается в следующем: входные параметры

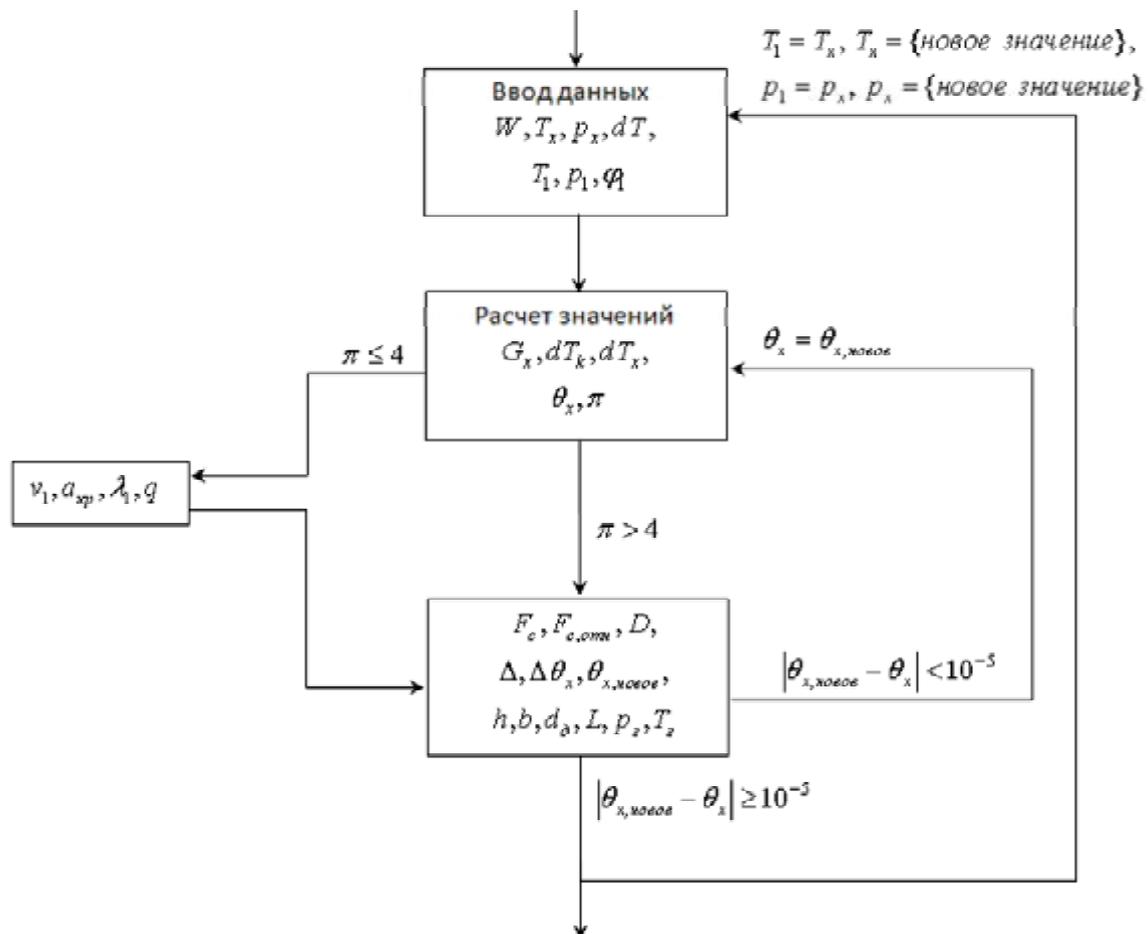


Рис. 5. Алгоритм расчета выходных параметров из последней вихревой трубы в составе ступенчатого подключения

второй трубы T_1 и p_1 , являются выходными T_x и p_x для первой с учетом допущения, что из-за малой длины соединительных каналов между вихревыми трубами поток не успевает нагреваться и не теряет уровень давлений.

С помощью уточненной методики Меркулова расчета геометрических параметров вихревой трубы была разработана программа для определения наименьшего количества вихревых труб, необходимых для кондиционирования бортовых отсеков летательных аппаратов при различных высотно-скоростных характеристиках.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Алексеев В.П., Бирюк В.В., Леонович Г.И.* Математическое моделирование вихревой системы // Вестник СГАУ. Серия: Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей. 2000.
2. *Алексеев В.П., Бирюк В.В., Леонович Г.И., Лукачев С.В.* Вихревые системы термостатирования авиационного оборудования. Самара: СамНЦ РАН, 2005.
3. *Волов В.Т., Лаврусъ О.Е.* Математическая модель вихревого эжектора // Математическое моделирование и краевые задачи: Труды 9 межвузовской конференции СГТУ. Самара, 1999.

VORTICAL THERMOREGULATION SYSTEMS CHARACTERISTICS CALCULATION

© 2009 V. P. Alekseenko, A. S. Stukalov, P. Y. Yakimov

Samara State Aerospace University

Vortical pipe geometrical parameters and operation areas calculation is performed. The algorithm counting "equal" vortical pipes quantity is developed to check the hypothesis that the same vortical pipe can be used with different entrance pressure and temperature parameters to receive necessary cold temperature.

Key words: aircraft engineering, rocket production, thermoregulation systems, vortical effect, aircraft.

Vasiliy Alekseenko, Candidate of Technics, Associate Professor at the Heat and Heat Engines Department.

E-mail: alekseenko_v@mail.ru.

Aleksey Stukalov, Student.

E-mail: aleksey.stukalov@msn.com.

Pavel Yakimov, Student. E-mail: pavel.yakimov@hotmail.com.