

ЭНЕРГООБМЕН В ВИХРЕВОЙ ТРУБЕ

В. И. Кузнецов, В. В. Макаров, А. Ю. Шандер,
М. Ю. Агарин, И. А. Кузьменко

Омский государственный технический университет,
Россия, 644050, г. Омск, пр. Мира, 11

Рассмотрен вопрос работы вихревой трубы. Исследовано влияние расслоения периферийных и осевых слоев газа по полной температуре за счет обмена работой и теплотой между ними. Определен механизм передачи кинетической энергии от оси периферии. Проверено влияние сил вязкости и градиента угловых скоростей на энергообмен в вихревой трубе. Экспериментально найдены зависимости энергообмена от теплофизических свойств газа, величины давлений газа на входе в вихревую трубу и выхода из вентиля и диафрагмы, геометрических параметров основных элементов вихревой трубы. Проведены исследования по выявлению сущности вихревого эффекта — расслоения слоев газа по температуре. Рассмотрен вопрос разработки теории реального явления (эффекта Ранка). Показано, что основные работы авторов этой статьи можно признать теорией эффекта Ранка.

Ключевые слова: обмен кинетической энергией силами вязкости, эффект Ранка, градиент угловых скоростей, механизм передачи энергии от оси к периферии.

Введение

В аэрокосмических комплексах в качестве систем термостатирования применяют вихревые трубы, работающие на эффекте Ранка. Более широкое применение вихревых труб на самолетах, ракетах и космических аппаратах сдерживается из-за отсутствия теоретических основ эффекта Ранка.

Вихревая труба — устройство, в котором входящий газ разделяется на два потока с различной температурой: ниже и выше температуры исходного потока.

Существуют гипотезы, объясняющие эффект энергообмена с позиций движения идеальной и реальной (вязкой) жидкости [1].

С точки зрения движения идеальной жидкости объясняют следующие гипотезы:

- максвелловское распределение скоростей молекул;
- из-за перепада давлений между осевыми и периферийными слоями возникает вихревой эффект;
- в сопловом аппарате формируется вынужденный вихрь;
- центробежные силы инерции и вынужденный вихрь, сформированный в сопловом аппарате, приводящие к энергетическому разделению потока.

Энергетическое разделение потока в вихревой трубе движением вязкой (реальной) жидкости объясняют следующие гипотезы:

- под воздействием сил вязкости свободный вихрь перестраивается в вынужденный;
- вихревая труба является противоточным теплообменником;
- гипотеза взаимодействия вихрей (периферийного и осевого);

— в центробежном поле вихревой трубы происходит турбулентный теплоперенос;

— звук влияет на теплоперенос в газах.

Анализ вышеприведенных гипотез показал, что нет физической и математической моделей, объясняющих все известные процессы, происходящие в вихревых трубах [2].

Постановка задачи

Основной задачей данной работы является разработка физической и математической моделей энергообмена в вихревой трубе на базе экспериментальных исследований, как собственных, так и других авторов.

Теория

В ряде работ [3, 4] отмечается, что после прохождения входного тангенциального сопла резко падает окружная скорость периферийного потока газа у стенок вихревой трубы. Это явление объясняют высоким радиальным градиентом давления по высоте сопла, потерями на трение или турбулентными пульсациями. Однако нет объяснения, почему возникает радиальный градиент давления на срезе сопла и почему это явление происходит при обоих режимах движения газа.

Обтекание вогнутой поверхности по внешней стороне потока на выходе газа из тангенциального сопла происходит одновременно с обтеканием угла больше 180° на внутренней стороне потока. Исходя из этого следует, что при истечении газа из входного тангенциального сопла происходит:

- движение газа около вогнутой поверхности, т.е. движение внутри угла меньше 180° ;

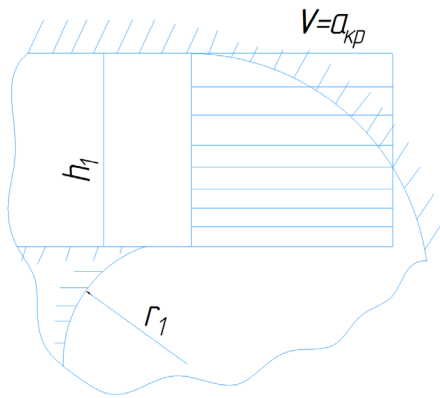


Рис. 1. Эпюра скоростей
Fig. 1. Speed diagram

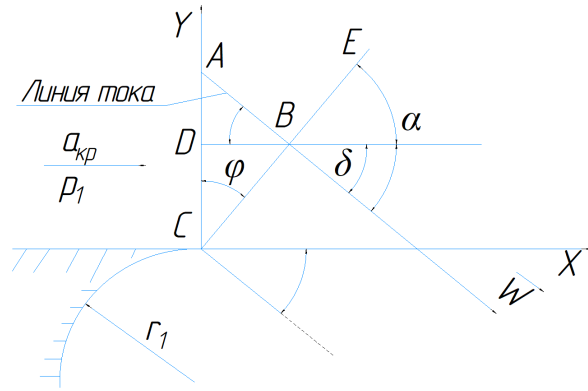


Рис. 2. Схема сверхзвукового обтекания скоростей
в сопловом сечении кромки
входного тангенциального сопла
Fig. 2. Scheme supersonic flow velocities
in a nozzle section of the tangential inlet nozzle edge

— обтекание угла больше 180° при движении газа вне выпуклой поверхности.

На срезе дозвукового сопла скорость течения газа будет критической и равномерной по всей высоте (рис. 1) при условии, что перепад давлений в вихревой трубе будет сверхкритический.

Рассматривается движение невязкого газа по внутренней стороне входного сопла, т.е. обтекание угла больше 180° (рис. 2) [5].

В точке С газ имеет скорость движения $V_c = a_{кр}$. Стенка в данной точке обрывается, а давление в пространстве за точкой С ниже давления невозмущенного потока, текущего вдоль стенки. Точка С — источник возмущений [1]. Обтекая точку С, поток повернется на угол δ , его скорость увеличится до сверхзвуковой, а давление в потоке снизится до давления пространства за точкой С. Скорость, давление и плотность остаются неизменными вдоль лучей, исходящих из точки С, которые являются основными характеристиками при повороте сверхзвукового газового потока около наружного тупого угла.

Аналитическое исследование обтекания тупого угла позволяет пользоваться полярными координатами при помещении начала координат в угловой точке С. Осями координат являются лучи, выходящие из точки С и концентрические окружности с центром в этой точке С. Координатами точки на плоскости являются радиус-вектор r этой точки и угол φ между радиусом-вектором и лучом, имеющим фиксированное направление.

Угол δ находится между касательной к линии тока и направлением невозмущенного потока, который имеет скорость звука, т.е. угол, на который поворачивается поток (рис. 2), \vec{W} — вектор скорости в точке В, направленный по касательной к линии тока, $\angle\alpha$ — местный угол распространения слабых возмущений. Он равен углу между направлением скорости \vec{W} и линией ВЕ в данной точке. Треугольники АВС и АВD дают возможность получить зависимости $\angle A =$

$$= \pi - \varphi - \alpha \text{ и } \angle A = \frac{\pi}{2} - \delta.$$

$$\text{Таким образом, } \pi - \varphi - \alpha = \frac{\pi}{2} - \delta \text{ или } \delta = \alpha + \varphi - \frac{\pi}{2}.$$

Угол поворота потока δ , соответствующий заданному значению угла φ , находится следующим образом [1]:

— коэффициент скорости

$$\lambda = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p}{p_{01}} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]},$$

где p — давление на границе периферийного и осевого потоков газа в сопловом сечении;

— полярный угол

$$\varphi = \sqrt{\frac{k+1}{k-1}} \arcsin \sqrt{\frac{k-1}{2} (\lambda^2 - 1)};$$

— число Маха

$$M = \sqrt{\frac{\frac{2}{k+1} \lambda^2}{1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2}};$$

— угол распространения малых возмущений

$$\alpha = \arcsin \left(\frac{1}{M} \right);$$

— угол поворота потока

$$\delta = \alpha + \varphi - \frac{\pi}{2}.$$

Таким образом, определены коэффициент скорости λ и угол поворота потока δ при обтекании нижней кромки С входного тангенциального сопла.

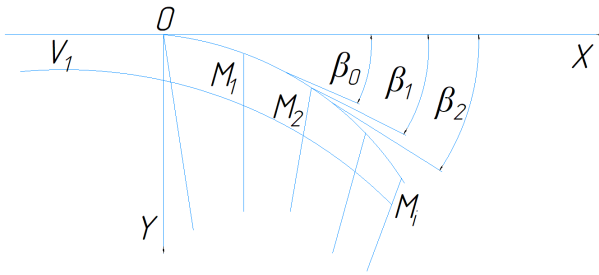


Рис. 3. Схема обтекания вогнутой поверхности
Fig. 3. The flow pattern of a concave surface

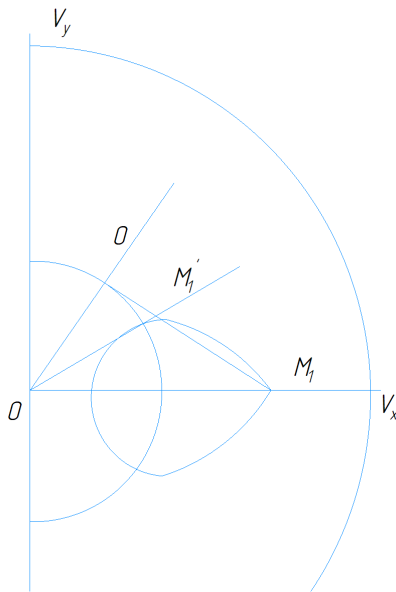


Рис. 4. Течение газа в области годографа
Fig. 4. Gas flow in the hodograph area

Рассматривается движение газа около вогнутой поверхности при движении внутри угла меньше 180° . Слева набегаёт поток (рис. 3).

$$V_x = V_1 > a_{кр},$$

$$V_y = 0.$$

При прохождении поверхности разрыва поток приобретает новую скорость и её вектор становится параллельным к касательной к контуру [6]. Чтобы найти величину этой скорости, а также направление разрыва, в плоскости (V_x', V_y') проводится гипоцисоида, отвечающая скорости V_1 (рис. 4). Строится радиус-вектор MO_1' под углом β_0 к оси V_x ; точка его пересечения с гипоцисой даёт величину скорости потока на вогнутой поверхности в рассматриваемом месте. Далее идёт переход к рассмотрению точки M_2 (рис. 3) и необходимо повторить определение всех параметров. Затем рассмотреть изменение параметров газового потока в точках M_3, M_4, \dots, M_i . После прохождения замыкающего скачка уплотнения скорость движения внешних слоёв периферийного потока газа станет дозвуковой.

Таким образом, периферийный поток газа состоит из сверхзвуковой и дозвуковой частей одновременно [5].

Одновременное существование дозвуковой и сверхзвуковой частей периферийного потока газа можно доказать следующим образом. Уравнения движения записываются в форме линейного уравнения второго порядка [7], т. е.

$$\frac{V^2}{1-M^2} \frac{\partial^2 \Phi}{\partial V^2} + \frac{\partial^2 \Phi}{\partial \theta^2} + \frac{\partial \Phi}{\partial V} = 0$$

и его частное решение для осесимметричного течения

$$\Phi = -C\theta, \quad (C > 0).$$

Из уравнений

$$x \cos \theta + y \sin \theta = X,$$

$$y \cos \theta - x \sin \theta = Y,$$

и

$$\frac{\partial \Phi}{\partial V} = X,$$

$$\frac{\partial \Phi}{\partial \theta} = Y$$

находится

$$\frac{\partial \Phi}{\partial V} = 0 = x \cos \theta + y \sin \theta;$$

$$\frac{\partial \Phi}{\partial \theta} = -C = V(y \cos \theta - x \sin \theta).$$

Следовательно,

$$x = C \frac{\sin \theta}{V} = \frac{CV}{V^2} y,$$

$$y = -C \frac{\cos \theta}{V} = -\frac{CV}{V^2} x.$$

Решение этих уравнений имеет вид:

$$V_x = -\frac{Cy}{r^2},$$

$$V_y = -\frac{Cx}{r^2},$$

$$V = \frac{C}{r},$$

откуда следует

$$\frac{\partial y}{\partial x} = \operatorname{tg} \theta = \frac{V_y}{V_x} = -\frac{x}{y}$$

или

$$x^2 + y^2 = \frac{C^2}{V^2}. \quad (1)$$

Это уравнения линий тока, которые являются концентрическими окружностями, причем на

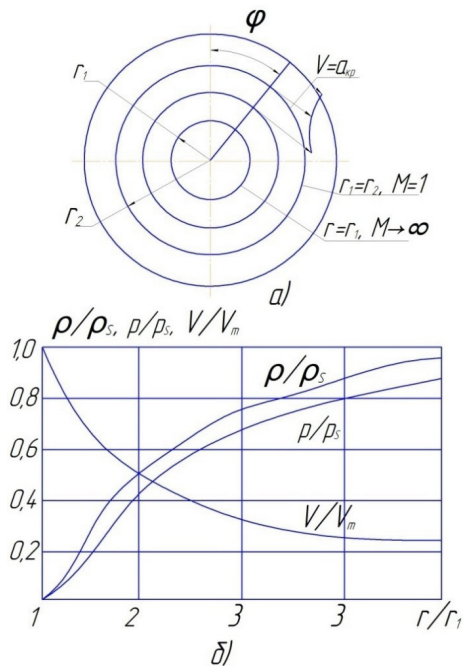


Рис. 5. Изменение скорости и числа Маха по радиусу вихревой трубы (а) и относительных значений плотности, давления и скорости по относительному радиусу вихревой трубы в сопловом сечении (б)
 Fig. 5. Change in velocity and Mach number along the radius of the vortex tube (a) and relative values of density, pressure and velocity along the relative radius of the vortex tube in the nozzle section (b)

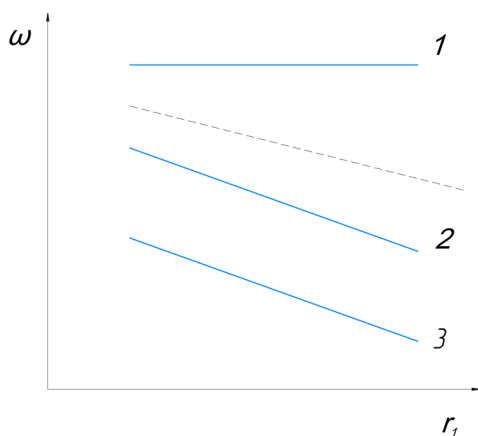


Рис. 6. Распределение угловой скорости газа по радиусу вихревой трубы на различном расстоянии от входного сечения
 Fig. 6. The distribution of the angular velocity of the gas along the radius of the vortex tube at different distances from the inlet section

каждой такой окружности скорость V имеет постоянное значение. Максимальному значению скорости $V = V_m$ соответствует, согласно уравнению (1), минимальное значение радиуса $r = r_m = r_i$ и, значит, $c = V_m r_i$.

Циркуляция вдоль всех линий тока имеет одну и ту же величину:

$$\Gamma = \oint \vec{V} dl = \oint V r d\theta = 2\pi r V = 2\pi c$$

или

$$\frac{\Gamma}{2\pi} = rV,$$

$$V = \frac{\Gamma}{2\pi r}$$

и

$$r_1 = \frac{\Gamma}{2\pi V_m},$$

тогда

$$r = \frac{r_1 V_m}{V} = r_1 \sqrt{1 + \frac{2}{(k-1)M^2}}, \quad (2)$$

где V — абсолютная скорость газа, м/с; V_m — максимальная скорость газа, м/с; d — диаметр, м; l — длина, м; r — радиус, м; r_1 — радиус на входе в вихревую трубу, м; k — показатель адиабаты; M — газодинамическая функция.

На окружности $r = r_1$, где $V = V_m$, давление и плотность равны нулю. Когда r неограниченно возрастает, скорость V убывает до $V = 0$, а плотность ρ и давление P увеличиваются от нуля до их полных значений в точке торможения (рис. 5). На окружности $r = r_2$ скорость равна скорости звука ($M = 1$). Таким образом, внутри кольца между $r = r_1$ и $r = r_2$ имеется сверхзвуковое течение, а снаружи этого кольца — дозвуковое течение.

В результате расчета течения газа на выходе из тангенциального сопла вихревой трубы при обтекании угла больше 180° (внутренняя часть периферийного потока) и обтекании угла меньше 180° (внешняя часть периферийного потока) получается, что:

- внутренняя часть периферийного потока газа будет двигаться со сверхзвуковой скоростью;
- внешняя часть периферийного потока газа будет двигаться с дозвуковой скоростью;
- изменение окружной скорости периферийного потока газа от дозвуковой на внешней части до сверхзвуковой на внутренней части подчиняется закону потенциального течения с переходом через скорость звука на радиусе r , равном r_2 ($M = 1$ при $r = r_2$) [5, 8].

Таким образом, формирование течения в сопловом сечении обусловлено тем, что после выхода из сопла внутренняя поверхность периферийного потока образует угол больше 180° и становится сверхзвуковой, внешняя — угол меньше 180° и становится дозвуковой. Резкое падение окружной скорости внешних слоев периферийного потока газа при сверхкритическом перепаде давлений в вихревой трубе после выхода из входного тангенциального сопла (как невязкой, так и вязкой жидкостью) можно объяснить прохождением газа через скачки уплотнения, образующиеся при обтекании угла меньше 180° .

Следовательно, в присутствии радиальной скорости круговой поток идеального сжимаемого и вязкого несжимаемого газа формирует свободный вихрь [5].

Деформирование профиля скорости происходит из-за сил вязкости, а не за счет сжимаемости и теплопроводности, и, следовательно, вязкий сжимаемый газ должен формировать в данных условиях течения свободный вихрь. Он считается устойчивым к силам внутреннего трения и не разрушается ими [3]. Считая градиенты радиальной и осевой составляющих скорости пренебрежимо малыми по сравнению с градиентом окружной составляющей, выражение напряжений среды от сил трения можно записать так:

$$\tau = \mu \left(\frac{\partial V_\varphi}{\partial r} - \frac{V_\varphi}{r} \right), \quad (3)$$

где τ — касательные напряжения, Па; V_φ — окружная скорость газа, м/с; r — радиус, м.

Этот поток со сформированной турбулентностью при собственном противоположном осевом движении расширяется и передает избыточную энергию периферийным слоям газа силами вязкости за счет градиента угловых скоростей. За счет сил вязкости распределение окружной скорости в нем изменяется от закона потенциального течения в области дросселя (выход периферийного потока из вихревой трубы) до закона вынужденного вихря ($V_\varphi/r = \omega = const$) при выходе из диафрагмы [9].

Помимо передачи кинетической энергии от вынужденного вихря к свободному силами вязкости за счет градиента угловых скоростей, совершается процесс теплообмена между ними за счет разности термодинамических температур.

Тепловой поток идет от периферии к оси, так как термодинамическая температура периферийных слоев газа на всей длине вихревой трубы выше термодинамической температуры осевых слоев газа [2, 3, 10].

Величина энергообмена между периферийными и осевыми слоями газа определяется из первого начала термодинамики в тепловой форме [1]:

$$\begin{aligned} Q_{нар\ i-j} - L_{i-j} &= i_{oj} - j_{oi}, \\ Q_{нар\ i-j} &= KF_c(T_2 - T_4), \\ -L_{i-j} &= \int_i^j \frac{dP_0}{\rho_0} + L_{тр\ i-j}, \end{aligned} \quad (4)$$

или

$$L_{i-j} + L_{тр\ i-j} = -\frac{n}{n-1} \frac{P_{01}}{\rho_{01}} \left[\left(\frac{P_{0i}}{\rho_{0j}} \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1 \right], \quad (5)$$

где $Q_{нар\ i-j}$ — тепловой поток, Вт; L_{i-j} — удельная работа, Дж/кг; K — коэффициент теплопередачи, Вт/(м²·К); F_c — площадь, м²; P_0 — полное давление газа, Па; ρ — плотность газа, кг/м³; n — показатель политропы;

К уравнениям (4) и (5) добавляются уравнения состояния

$$\rho_i = \frac{P_i}{RT_i} \quad (6)$$

и уравнение неразрывности (сплошности)

$$G_i = \rho_i F_i V_i, \quad (7)$$

где i — удельная энтальпия, Дж/кг, $i = 1 \div 5$; G — массовый расход газа, кг/с; P — статическое давление газа, Па; ρ — плотность газа, кг/м³; R — газовая постоянная, Дж/(кг·К); T — статическая температура газа, К; F — площадь, м²; V — абсолютная скорость газа, м/с;

Система уравнений (4)–(7) является основной для определения параметров газа на выходе из вихревой трубы. Из этой системы уравнений видно, что полное теплосодержание газа может измениться только в том случае, если есть обмен работой и теплотой. Кроме того, эта система уравнений незамкнута, так как в ней число уравнений меньше числа неизвестных параметров.

Полное давление газа на выходе из диафрагмы имеет большую роль при определении энергообмена в вихревой трубе. Давление среды, в которую происходит истечение газа, как правило, известно. Осевая скорость на выходе из диафрагмы зависит от расхода газа через диафрагму G_5 и определяется с помощью уравнения неразрывности. Неизвестной величиной остается средняя окружная скорость на выходе из диафрагмы ($V_{\varphi ср}$). Если энергообмен между периферийными и осевыми слоями закончен, то вращение осевых слоев газа перед диафрагмой идет по закону квазитвердого вращения [2, 8, 11, 12], т. е.

$$V_{\varphi n} = const, \quad (8)$$

где $n = -1$.

Результаты экспериментов

На базе экспериментальных исследований различных авторов был построен график изменения угловой скорости газа в различных сечениях вихревой трубы [2, 3, 9] (рис. 6).

$$1 - l = 0;$$

$$2 - l = d_i;$$

$$3 - l = 12, 6d_r.$$

Обсуждение экспериментов

Из графика видно (рис. 6), что у дросселя наблюдается максимальная разность угловых скоростей осевого и периферийного потоков газа (кривые 2; 3), на выходе из диафрагмы разность угловых скоростей равна нулю (кривая 1).

Таким образом, суть эффекта Ранка можно охарактеризовать следующим образом: количество удельной работы, совершенной осевыми слоями газа над периферийными, определяется полной температурой подогретого потока (периферийного), отношением полных давлений подогретого и охлажденного газов, а также теплофизическими свойствами газа. Механизмом передачи кинетической энергии от оси к периферии является градиент угловых скоростей. По всей длине вихревой трубы, кроме соплового се-

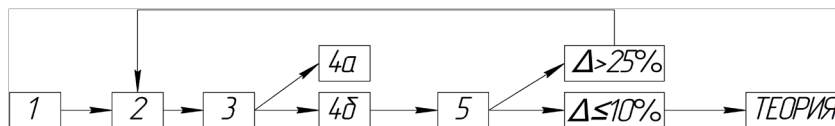


Рис. 7. Схема разработки теории реального явления (эффекта Ранка)
Fig. 7. The development scheme of the theory of a real phenomenon (Rank effect)

чения, угловая скорость осевых слоев газа растет с уменьшением радиуса. В сопловом сечении заканчивается процесс передачи энергии силами вязкости от оси к периферии. Тепловой поток от периферии к оси вихревой трубы является функцией разности термодинамических температур периферийных и осевых слоев газа.

Обмен работой и теплотой приводит в конечном итоге к охлаждению осевых слоев газа и подогреву периферийных.

На базе вышеприведенной математической модели созданы методики работы оптимальных параметров вихревой трубы и работы термодинамических параметров при известных геометрических размерах [2].

Выводы и заключение

Реальные явления (например, эффект Ранка) описываются различными гипотезами. Признаки гипотезы теорией возможно в том случае, если она соответствует определенным критериям (рис. 7).

1. Реальное явление (эффект Ранка).

2. Физическая модель реального явления (эффекта Ранка). Правильной может быть только одна физическая модель.

3. Математическая модель реального явления (математическая модель эффекта Ранка) $i = 1 \div \infty$.

4а. Методика расчета оптимальных геометрических параметров реального объекта (методика расчета оптимальных геометрических размеров вихревой трубы, работающей на эффекте Ранка), составленной на базе математической модели.

4б. Методика расчета термогазодинамических параметров реального объекта (методика расчета термогазодинамических параметров вихревой трубы при известных геометрических размерах).

5. Анализ расчетных и экспериментальных данных.

6. Расхождение результатов расчета и эксперимента:

— если $\Delta \leq 10\%$ — физическая модель явления соответствует реальному объекту, и это дает возможность признать гипотезу теорией;

— если погрешность расчета больше 25% ($\Delta \geq 25\%$), необходимо перейти к п. 2 и уточнить физическую модель явления.

Основываясь на работах авторов этой статьи [2, 6, 7], можно сделать вывод о возможности признания теорией гипотезы, изложенной в данной работе.

Список источников

1. Кузнецов В. И., Щука И. О. Экспериментальная проверка распределения тангенциальной скорости по объему вихревой камеры // *Динамика систем, механизмов и машин*. 2007. № 2. С. 154–158.
2. Абрамович Г. Н. *Прикладная газовая динамика*. М.: Наука, 1969. 824 с.
3. Кузнецов В. И., Макаров В. В. *Эффект Ранка: эксперимент, теория, расчет: моногр.* М.: Инновационное машиностроение, 2017. 376 с. ISBN 978-5-9500364-2-2.
4. Меркулов А. П. *Вихревой эффект и его применение в технике*. М.: Машиностроение, 1969. 183 с.
5. Суслов А. О., Иванов С. В., Мурашкин А. В. [и др.]. *Вихревые аппараты*. М.: Машиностроение, 1985. 256 с.
6. Кочин Н. Е., Кибель И. А., Розе Н. В. *Теоретическая гидромеханика*. 6-е изд., испр. и доп. М.: Физматгиз, 1963. 583 с.
7. Кузнецов В. И. Вязкость и её влияние на эффект Ранка // *Известия СО АН СССР*. 1981. № 1. С. 49–51.
8. Кузнецов В. И. *Теория и расчет эффекта Ранка*. Омск: Изд-во ОмГТУ, 1995. 217 с. ISBN 5-230-13804-1.
9. Кузнецов В. И., Нестеренко Г. А., Щука И. О. *Экспериментальное и теоретическое обоснование эффекта Ранка* // *Омский научный вестник*. 2007. № 2 (56). С. 54–56.
10. Пиралишвили Ш. А., Поляев В. М., Сергеев М. Н. *Вихревой эффект. Эксперимент, теория, технические решения: моногр.* / под ред. А. И. Леонтьева. М.: УНПЦ Энергомаш, 2000. 412 с. ISBN 5-8022-0006-5.
11. Епифанова В. И. [и др.]. *Некоторые результаты теоретического и экспериментального исследования вихревого эжектора* // *Вихревой эффект и его применение в технике: материалы III Всесоюз. науч.-техн. конф.* / КуАИ. Куйбышев, 1981. С. 13–16.
12. Метеник В. И., Савельев С. И. *Исследование аэродинамики конических вихревых труб* // *Труды ЛТИ*. 1980. № 2. С. 108–114.

КУЗНЕЦОВ Виктор Иванович, доктор технических наук, профессор (Россия), профессор кафедры «Авиа- и ракетостроение».

SPIN-код: 1763-0468

AuthorID (РИНЦ): 161955

ResearcherID: N-9618-2016

Адрес для переписки: vik.kuznetzov@yandex.ru

МАКАРОВ Владимир Вячеславович, кандидат технических наук, доцент (Россия), доцент кафедры «Авиа- и ракетостроение».

SPIN-код: 9846-7090

AuthorID (SCOPUS): 57193513945

ResearcherID: R-6939-2018

Адрес для переписки: kosmos070969@mail.ru

ШАНДЕР Александра Юрьевна, ассистент кафедры «Авиа- и ракетостроение».

SPIN-код: 9020-9010

AuthorID (РИНЦ):947855

Адрес для переписки: las-gim-you-a@mail.ru

АГАРИН Михаил Юрьевич, ассистент кафедры «Авиа- и ракетостроение».

Адрес для переписки: mentat_misha@mail.ru

КУЗЬМЕНКО Ирина Анатольевна, старший преподаватель кафедры «Авиа- и ракетостроение».

SPIN-код: 9128-3421

Адрес для переписки: kia55@inbox.ru

Для цитирования

Кузнецов В. И., Макаров В. В., Шандер А. Ю., Агарин М. Ю., Кузьменко И. А. Энергообмен в вихревой трубе // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2020. Т. 4, № 1. С. 74–82. DOI: 10.25206/2588-0373-2020-4-1-74-82.

Статья поступила в редакцию 20.01.2020 г.

© В. И. Кузнецов, В. В. Макаров, А. Ю. Шандер, М. Ю. Агарин, И. А. Кузьменко

ENERGY EXCHANGE IN VORTEX TUBE

V. I. Kuznetsov, V. V. Makarov, A. Yu. Shander,
M. Yu. Agarin, I. A. Kuzmenko

Omsk State Technical University,
Russia, Omsk, Mira Ave., 11, 644050

The vortex tube operation is considered. The effect of separation of the peripheral and axial layers of gas at full temperature due to the exchange of work and heat between them is studied. The mechanism of kinetic energy transfer from the axis of the periphery is determined. The effect of viscosity forces and the gradient of angular velocities on the energy exchange in a vortex tube is verified. There is experimentally found dependence on the thermophysical properties of energy gas, a gas pressure value at the inlet of the vortex tube and exit valve and diaphragm geometric parameters of the main elements of the vortex tube. There is conducted research to identify the nature of the vortex effect — of the fibers of the gas temperature. The question of the development of the theory of real phenomena (Ranque effect) is considered. It is shown that the main work of the authors of this article can be regarded as the theory of the Ranque effect.

Keywords: energy domain, Rank effect, viscosity, gradient of angular velocities, mechanism of energy transfer from axis to periphery.

References

1. Kuznetsov V. I., Schuka I. O. Eksperimental'naya proverka raspredeleniya tangentsial'noy skorosti po ob'yemu vikhrevoiy kamery [Experimental verification of the distribution of the tangential velocity over the volume of the vortex chamber] // *Dinamika sistem, mekhanizmov i mashin. Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines*. 2007. No. 2. P. 154–158. (In Russ.).
2. Abramovich G. N. *Prikladnaya gazovaya dinamika [Applied gas dynamics]*. Moscow, 1969. 824 p. (In Russ.).
3. Kuznetsov V. I., Makarov V. V. Effekt Ranka: eksperiment, teoriya, raschet [The Rank effect: experiment, theory, calculation]. Moscow, 2017. 376 p. ISBN 978-5-9500364-2-2. (In Russ.).
4. Merkulov A. P. Vikhrevoiy effekt i ego primeneniye v tekhnike [Vortex effect and its application in technology]. Moscow, 1969. 183 p. (In Russ.).
5. Suslov A. O., Ivanov S. V., Murashkin A. V. [et al.]. *Vikhrevyye apparaty [Vortex devices]*. Moscow, 1985. 256 p. (In Russ.).
6. Kochin N. E., Kibel I. A., Roze N. V. *Teoreticheskaya gidromekhanika [Theoretical hydromechanics]*. 6th ed. Moscow, 1963. 583 p. (In Russ.).
7. Kuznetsov V. I. Vyazkost' i eye vliyaniye na effekt Ranka [Viscosity and its influence on the Rank effect] // *Izvestiya SO AN SSSR. Izvestiya SO AN SSSR*. 1981. No. 1. P. 49–51. (In Russ.).
8. Kuznetsov V. I. *Teoriya i raschet efekta Ranka [Theory and calculation of the Rank effect]*. Omsk: OmSTU Publ., 1995. 217 p. ISBN 5-230-13804-1. (In Russ.).
9. Kuznetsov V. I., Nesterenko G. A., Schuka I. O. Eksperimental'noye i teoreticheskoye obosnovaniye efekta Ranka [Experimental and theoretical substantiation of Plank effect] // *Omskiy nauchnyy vestnik. Omsk Scientific Bulletin*. 2007. No. 2 (56). P. 54–56. (In Russ.).
10. Piralishvili Sh. A., Polyayev V. M., Sergeyev M. N. Vikhrevoiy effekt. Eksperiment, teoriya, tekhnicheskiye resheniya [Vortex effect. Experiment, theory, technical solutions] / Ed. A. I. Leontiev. Moscow, 2000. 412 p. ISBN 5-8022-0006-5. (In Russ.).
11. Epifanova V. I. [et al.]. Nekotoryye rezul'taty teoreticheskogo i eksperimental'nogo issledovaniya vikhrevogo ezhektora [Some results of a theoretical and experimental study of a vortex ejector] // *Vikhrevoiy effekt i ego primeneniye v tekhnike. Vikhrevoiy Effekt i Ego Primeneniye v Tekhnike*. Kuibyshev, 1981. P. 13–16. (In Russ.).
12. Metenik V. I., Saveliyev S. I. *Issledovaniye aerodinamiki konicheskikh vikhrevykh trub [Investigation of the aerodynamics of conical vortex tubes]* // *Trudy LTI. Trudy LTI*. 1980. No. 2. P. 108–114. (In Russ.).

KUZNETSOV Viktor Ivanovich, Doctor of Technical Sciences, Professor of Aviation and Rocketry Department.

SPIN-code: 1763-0468

AuthorID (RSCI): 161955

ResearcherID: N-9618-2016

Address for correspondence:

vik.kuznetzov@yandex.ru

MAKAROV Vladimir Vyacheslavovich, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Aviation and Rocketry Department.

SPIN-code: 9846-7090

AuthorID (SCOPUS): 57193513945

ResearcherID: R-6939-2018

Address for correspondence:

kosmos070969@mail.ru

SHANDER Aleksandra Yuriyevna, Assistant of Aviation and Rocketry Department.

SPIN-code: 9020-9010

AuthorID (RSCI):947855

Address for correspondence: las-gim-you-a@mail.ru
AGARIN Mikhail Yuriyevich, Assistant of Aviation and Rocketry Department.

Address for correspondence:
mentat_misha@mail.ru

KUZMENKO Irina Anatoliyevna, Senior Lecturer of Aviation and Rocketry Department.

SPIN-code: 9128-3421

Address for correspondence: kia55@inbox.ru

For citations

Kuznetsov V. I., Makarov V. V., Shander A. Yu., Agarin M. Yu., Kuzmenko I. A. Energy exchange in vortex tube // Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering. 2020. Vol. 4, no. 1. P. 74–82. DOI: 10.25206/2588-0373-2020-4-1-74-82.

Received January 20, 2020.

© **V. I. Kuznetsov, V. V. Makarov, A. Yu. Shander, M. Yu. Agarin, I. A. Kuzmenko**