

УДК 542.455

ВИХРЕВОЙ ЭФФЕКТ В СИСТЕМАХ ОХЛАЖДЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Д.А. ЕМЕЛЬЯНОВ¹, С.Я. ЕЛИСЕЕВ², А.В. КНЯЗЕВ³

¹vvavrn@bk.ru, ²el-c@bk.ru, ³ak848@yandex.ru

Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина» (г. Воронеж)

Поступила в редакцию 04.07.2023

Аннотация. Разработан экспериментальный стенд для исследования возможности применения вихревых труб в системах охлаждения силовой установки летательного аппарата. Установлена зависимость температуры холодного воздуха от выходного сечения вихревой трубы. Рассмотрена схема перемещения дросселя вихревой трубы при определенных оборотах винта, и определено сечение канала для выхода горячего воздуха. Представлен тарировочный график для определения высоты канала при любом значении перемещения дросселя.

Ключевые слова: вихревая труба, система охлаждения, летательный аппарат, эффект Ранка-Хилша, компрессор, силовая установка, дроссель.

ВВЕДЕНИЕ

Основными требованиями для авиационных агрегатов и систем являются высокая надежность при минимальных массах, а также достаточная эффективность.

Для увеличения срока службы в авиационных двигателях применяется охлаждение масла в масляных и гидравлических системах газотурбинных двигателей. Также с целью обеспечения нормальной жизнедеятельности экипажа независимо от высоты полета необходимо охлаждение воздуха, отбираемого из проточной части осевого компрессора газотурбинного двигателя, перед подачей этого воздуха в герметические кабины летательного аппарата. Кроме того, в результате динамического нагрева обшивки самолета на сверхзвуковых скоростях радиоэлектронная аппаратура (РЭА) работает в очень тяжелых условиях.

Для снижения температуры в гидравлической и масляной системах, системе кондиционирования и охлаждения ответственных блоков электронных приборов используются различные технологические средства. К ним относятся дроссельные устройства, пароконденсационные установки, турбоохладительные машины и испарительные системы охлаждения, а также их комбинации. В свою очередь, вихревые трубы соответствуют требованиям, которые предъявляются в авиации: большой срок службы, малая масса, высокая надежность и ремонтпригодность [1, 2].

Из-за эффекта Ранка-Хилша в вихревых трубах происходит процесс разделения газовой смеси. Это позволяет получить «самопроизвольно» разделенные воздушные потоки: холодный осевой и горячий периферийный, при этом вращения происходят в противоположных направлениях [3].

При использовании вихревой трубы в качестве охлаждающей системы на борту самолета для ее питания можно использовать различные схемы, например, сжатый воздух от компрессора двигателя или скоростной поток. В первом случае следует учитывать то, что температура воздуха на входе в вихревую трубу значительно повышается из-за сжатия воздушного потока

компрессором. Чтобы избежать этого, необходимо предварительно отвести теплоту от сжатого воздуха в атмосферу или установить несколько вихревых труб для продувки. Неоспоримое преимущество данного варианта – возможность работы системы в любом режиме полета при запущенном двигателе, а также на любой скорости и высоте [4].

Несмотря на высокую экономичность, вихревые трубы имеют ряд недостатков: высокий уровень шума, возможное скопление масла и конденсата. Кроме того, расход воздуха через турбохолодильник в 1,5–2,5 раза меньше расхода по сравнению с вихревой трубой. Но масса турбохолодильника в несколько раз больше массы вихревой трубы [5].

Следует отметить, что современные технологии не позволяют создавать небольшие турбохолодильники с высокой надежностью и ресурсом работы. Таким образом, в ряде случаев применение систем с вихревыми трубами является возможным способом улучшения основных характеристик самолета [6, 7].

ОСНОВНАЯ ЧАСТЬ

Основными элементами разрабатываемого экспериментального стенда для исследования охлаждения являются вихревая труба и воздушный компрессор. Для исследования охлаждения используется цилиндрическая вихревая труба. Основные ее элементы: вихревая труба, диафрагма, дроссель и завихритель.

Принципиальная схема разрабатываемого экспериментального стенда представлена на рисунке 1.

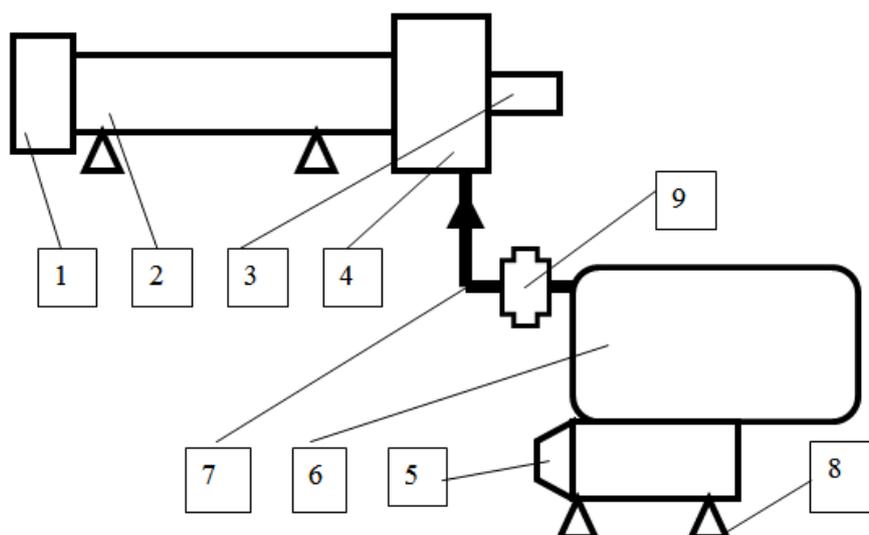


Рис. 1. Принципиальная схема экспериментального стенда для исследования вихревой трубы:
 1 – регулирующий вентиль с конусом; 2 – цилиндрическая труба; 3 – диафрагма; 4 – завихритель; 5 – компрессор; 6 – ресивер; 7 – канал подачи сжатого воздуха; 8 – крепление; 9 – кран.

Готовый экспериментальный стенд представлен на рисунке 2.

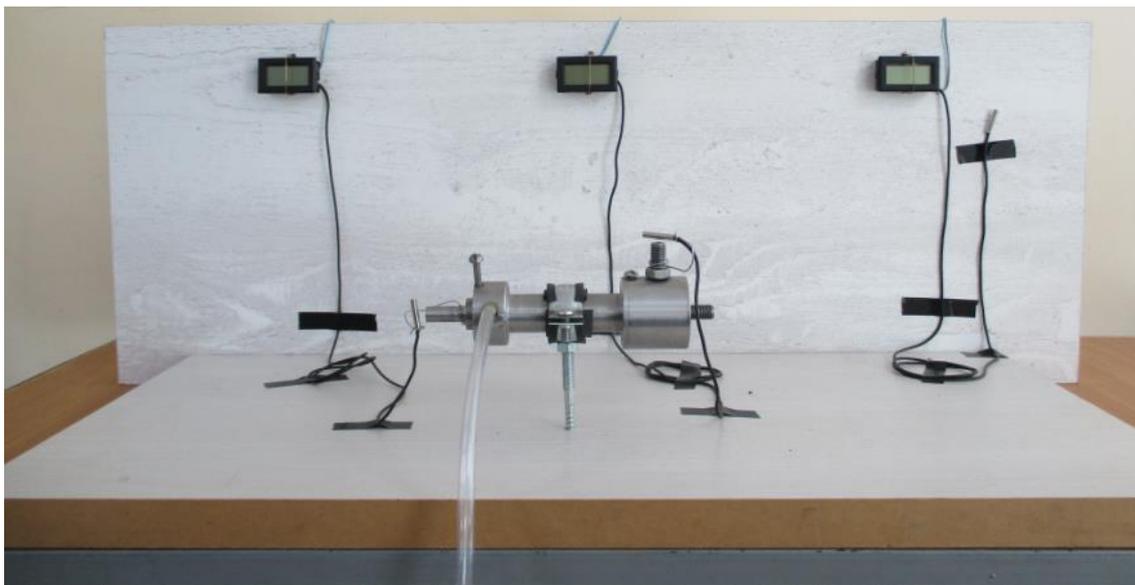


Рис. 2. Стенд для исследования вихревой трубы.

Для определения параметров газа при работе вихревой трубы разработанная установка укомплектовывается соответствующими средствами измерений. В частности, необходимо контролировать следующие параметры рабочего тела [8]:

- температуру исходного (сжатого) воздуха;
- температуру охлажденного воздуха на выходе из диафрагмы;
- температуру нагретого воздуха на выходе из дросселя.

Для работы вихревой трубы требуется избыточное давление [9]. Для сжатия воздуха используется стандартный компрессор с ресивером.

В качестве средств измерения температуры воздуха применяется электронный измеритель температуры с датчиком из термопары. Данный прибор удобен тем, что он имеет цифровое табло и выносной кабель длиной 50 см. Это позволяет установить чувствительный элемент (термопару) в любом месте установки.

Для исследования влияния площади выходного сечения со стороны горячего газа необходимо рассчитать перемещение дросселя в зависимости от числа оборотов резьбы его основания. Основание дросселя изготовлено в виде винта с резьбой М10. Для стандартного винта М10 шаг резьбы составляет 1,5 мм. Таким образом, ось перемещения будет составлять также 1,5 мм.

Чертеж дросселя изображен на рисунке 3.

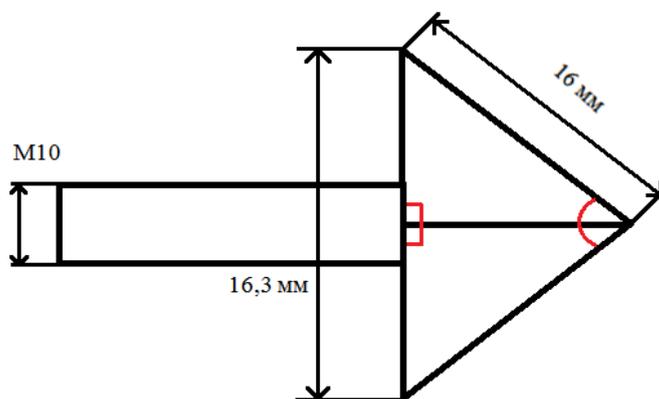


Рис. 3. Схема дросселя.

Зная осевое перемещение дросселя и внутренний диаметр вихревой трубы, можно определить сечение канала для выхода горячего воздуха. Для этого необходимо рассмотреть схему перемещения дросселя вихревой трубы при определенных оборотах его винта (рисунок 4).

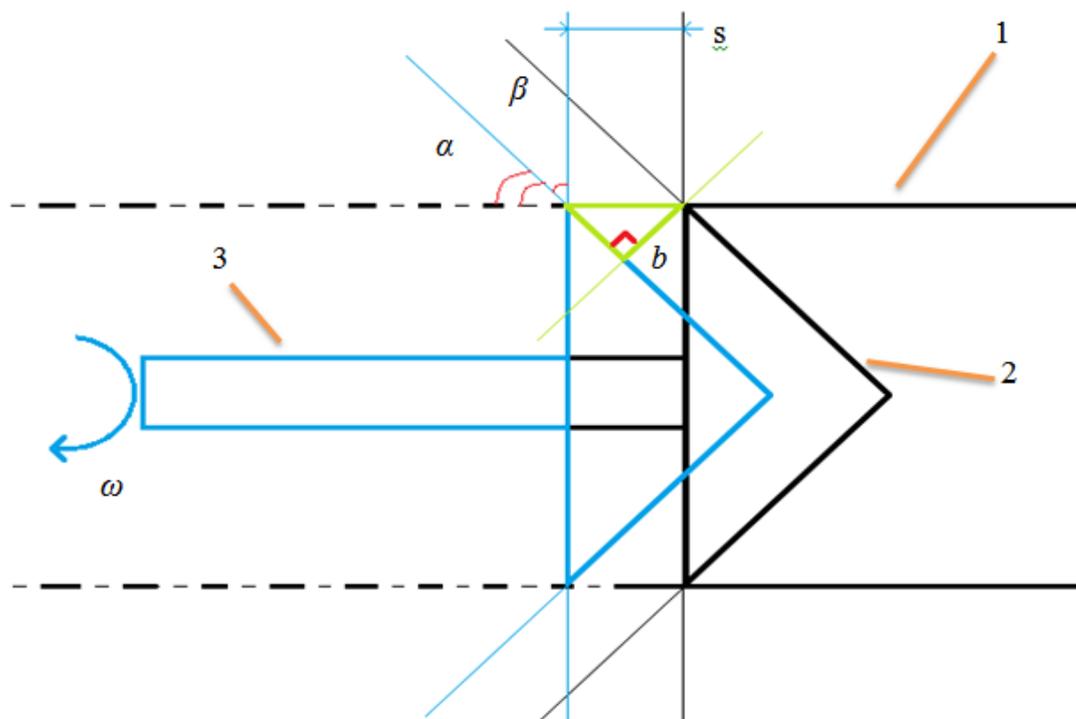


Рис. 4. Перемещение дросселя вихревой трубы:
s – перемещение дросселя; *b* – выходное сечение; ω – обороты основания;
 1 – корпус вихревой трубы; 2 – дроссель; 3 – основание

Для определения размера щели для выхода горячего газа детализируется геометрия этого сечения, которая, как видно из рисунка, представляет собой треугольник. Так как высота сечения канала для выхода горячего воздуха строится перпендикулярно рабочей части конуса, то треугольник является прямоугольным.

Для определения высоты канала *b* конус перемещается в осевом направлении на 3 мм (для этого поворачивается винт конуса против часовой стрелки на два оборота). Для полученного прямоугольного треугольника будут справедливы следующие тригонометрические зависимости:

$$\sin a = \frac{b}{c} = \frac{8,15}{16} = 0,50937 \text{ мм}, \quad (1)$$

соответственно, $a=30,622^\circ$.

Тогда осевое перемещение дросселя на 3 мм будет соответствовать высоте канала:

$$b_3 = c \cdot 0,50937 = 3 \cdot 0,50937 = 1,528 \text{ мм.}$$

Перемещение дросселя на 6 мм:

$$b_6 = c \cdot 0,50937 = 6 \cdot 0,50937 = 3,056 \text{ мм.}$$

Перемещение дросселя на 9 мм:

$$b_9 = c \cdot 0,50937 = 9 \cdot 0,50937 = 4,58 \text{ мм.}$$

По полученным данным построена зависимость перемещения дросселя от числа оборотов его винта (рис. 5).

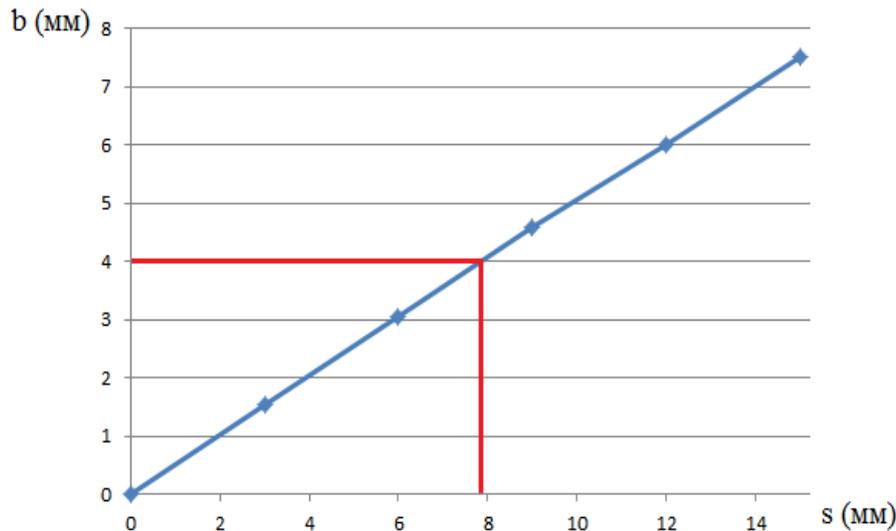


Рис. 5. График перемещения дросселя от числа оборотов его винта:
b – пропускная щель теплового потока, мм; *s* – передвижение дросселя, мм.

Как видно из графика, полученная зависимость является линейной. Таким образом, по данному тарировочному графику мы можем определить высоту канала *b* при любом значении перемещения *s*. Например, при перемещении *s* на 7,9 мм, значение *b* будет 4 мм.

Эксперимент состоит в следующем: при подаче сжатого воздуха от компрессора будет изменяться положение дросселя, совершая по одному обороту его основания. Также будет меняться диаметр диафрагмы. При этом происходит изменение температуры выходящих потоков воздуха, которые отображаются в таблице 1 (при использовании диафрагмы с диаметром $d_1=4,3$ мм) и таблице 2 (при использовании диафрагмы с диаметром $d_2=5,7$ мм).

Таблица 1

Результаты эксперимента при использовании диафрагмы с диаметром $d_1=4,3$ мм

Число оборотов (выходное сечение, <i>b</i>)	Температура холодного потока $T_1, \text{ }^\circ\text{C}$	Температура горячего потока $T_2, \text{ }^\circ\text{C}$	Температура воздуха из компрессора $T_3, \text{ }^\circ\text{C}$
1 об. (0,764 мм)	14,8	23,2	25
2 об. (1,528 мм)	13,2	24,1	25
3 об. (2,292 мм)	11,7	24,3	25
4 об. (3,056 мм)	11,5	24,1	25
5 об. (3,82 мм)	11,7	24,1	25

Таблица 2

Результаты эксперимента при использовании диафрагмы с диаметром $d_2=5,7$ мм

Число оборотов (выходное сечение, <i>b</i>)	Температура холодного потока $T_1, \text{ }^\circ\text{C}$	Температура горячего потока $T_2, \text{ }^\circ\text{C}$	Температура воздуха из компрессора $T_3, \text{ }^\circ\text{C}$
1 об. (0,764 мм)	18,1	23,0	25
2 об. (1,528 мм)	17,5	23,7	25
3 об. (2,292 мм)	17,0	23,6	25
4 об. (3,056 мм)	16,3	24,4	25
5 об. (3,82 мм)	16,5	24,0	25

По получившимся значениям построен график зависимостей выходного сечения от температуры холодного воздуха T_1 (рис. 6).

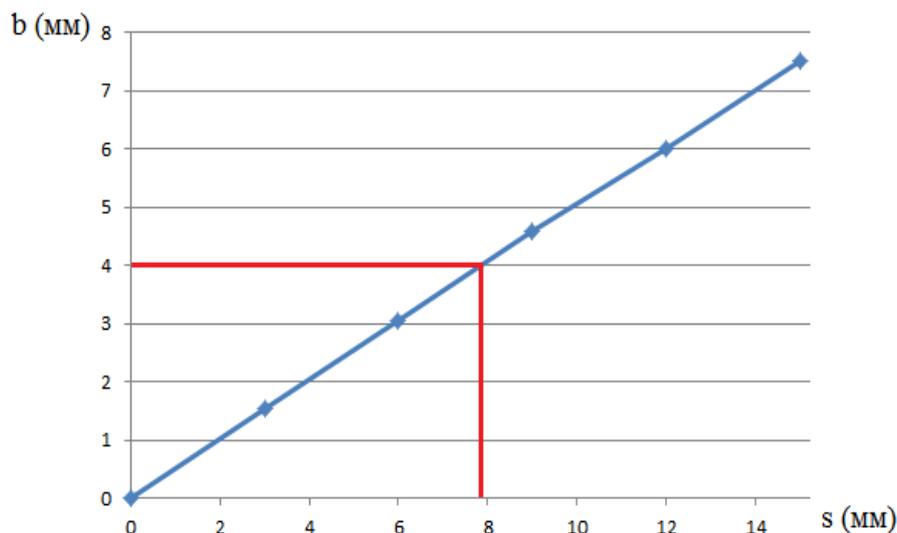


Рис. 6. График зависимостей холодного потока воздуха от выходного сечения:
 T_1 – температура холодного потока; b – выходное сечение.

Таким образом, при проведении эксперимента удалось уменьшить температуру с 25 °С до 11,5 °С, разница составила 13,5 °С. Отсюда можно сделать вывод о возможности применения вихревых труб в системах охлаждения силовой установки летательного аппарата.

Альтернатива в виде вихревой трубы должна дать положительный эффект за счет своей малой массы и габаритов, простой конструкции и ремонтпригодности. Следовательно, имеется возможность уменьшить вес летательного аппарата и упростить систему охлаждения силовой установки, что позволит сократить расход топлива. Таким образом, увеличится дальность и продолжительность полета.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Вихревые трубы могут быть использованы для охлаждения электронных устройств, гидравлической системы самолета и маслосистемы двигателя, а также в системах кондиционирования воздуха кабины экипажа.

При этом необходимо соблюдать определенные условия. Во-первых, необходимо учитывать, что в процессе работы силовой установки температура охлаждающей жидкости в различных системах может достигать очень высоких значений. Поэтому для эффективной работы вихревой трубы необходимо использовать специальные материалы, которые выдерживают такие высокие температуры.

Кроме того, для обеспечения достаточной эффективности охлаждения необходимо правильно выбрать параметры вихревой трубы, такие как диаметр и длину канала. Также необходимо учитывать особенности конструкции силовой установки и ее расположение в летательном аппарате.

В целом применение вихревых труб может быть эффективным способом охлаждения силовой установки, но требует тщательного проектирования и настройки системы охлаждения в соответствии с конкретными условиями эксплуатации летательного аппарата.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Меркулов А.П. Вихревой эффект и его применение в технике. Самара: Оптима, 1997. 355 с. [A. P. Merkulov *The vortex effect and its application in engineering*. (in Russian). Samara: Optima, 1997. 355 p.]
2. Гупта А., Лилли Д., Сайред Н. Закрученные потоки. М.: Мир, 1987. 590 с. [A. Gupta, D. Lilley, N. Syred *Swirl flows*. (in Russian). Moscow: Mir, 1987. 590 p.]
3. Гуцол А.Ф. Эффект Ранка // Успехи физических наук. 1997. Т. 167. № 6. С. 665-687. [A. F. Gutsol *The Ranque effect*. (in Russian). // *Uspekhi Fizicheskikh Nauk*. 1997. V. 167, No. 6, pp. 665-687.]
4. Кузнецов В.И. Теория и расчет эффекта Ранка. Омск: Омский гос. тех. универ., 1995. 217 с. [V. I. Kuznetsov *Theory and calculation of the Ranque effect*. (in Russian). Omsk: Omsk State Technical University, 1995. 217 p.]

5. **Пиралишвили Ш.А., Поляев В.М., Сергеев М.Н.** Вихревой эффект. Эксперимент, теория, технические решения. М.: УНПЦ Энергомаш, 2000. 415 с. [S. A. Piralishvili, V. M. Polyayev, M. N. Sergeev *The vortex effect. Experiment, theory, technical solutions.* (in Russian). Moscow: UNPC Energomash, 2000. 415 p.]
6. **Халатов А.А.** Теория и практика закрученных потоков. Киев: Наукова думка, 1989. 192 с. [A. A. Halatov *Theory and practice of swirl flows.* (in Russian). Kiev: Naukova Dumka, 1989. 192 p.]
7. **Абрамович Г.Н.** Теория турбулентных струй. М.: Наука, 1984. 716 с. [G. N. Abramovich *Theory of turbulent jets.* (in Russian). Moscow: Nauka, 1984. 716 p.]
8. **Вукалович М.П., Рывкин С.П., Александров А.А.** Таблицы теплофизических свойств воды и водяного пара. М.: Изд-во стандартов, 1969. 408 с. [M. P. Vukalovich, S. P. Ryvkin, A. A. Alexandrov *Tables of thermophysical properties of water and water steam.* (in Russian). Moscow: Izdatelstvo Standartov, 1969. 408 p.]
9. **Абрамович Г.Н.** Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1991. 600 с. [G. N. Abramovich *Applied gas dynamics.* (in Russian). Moscow: Nauka, 1991. 600 p.]

ОБ АВТОРАХ

ЕМЕЛЬЯНОВ Дмитрий Александрович, канд. техн. наук, доц. каф. авиационных двигателей ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина». Дипл. инженера (БГТУ, 2013). Иссл. в обл. двухфазных потоков.

ЕЛИСЕЕВ Сергей Яковлевич, канд. хим. наук, ст. преп. каф. авиационных двигателей ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина». Дипл. инженера-химика (ВГУ, 1989). Иссл. в обл. технической термодинамики.

КНЯЗЕВ Антон Валентинович, канд. техн. наук, преп. каф. авиационных двигателей ВУНЦ ВВС «ВВА им. проф. Н. Е. Жуковского и Ю. А. Гагарина». Дипл. инженера (ВВАИИ, 2002). Иссл. в обл. холодильных установок.

METADATA

Title: Vortex effect in aircraft cooling systems.

Authors: D.A. Emelyanov ¹, S.Ya. Eliseev ², A.V. Knyazev ³

Affiliation:

Air Force Education and Research Center "Air Force Academy named Prof. N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin", Voronezh, Russia.

Email: ¹vvavrn@bk.ru, ²el-c@bk.ru, ³ak848@yandex.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of Science and Technology), vol. 28, no. 1 (103), pp. 25-31, 2024. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: An experimental stand has been developed to investigate the possibility of using vortex tubes in aircraft power plant cooling systems. The dependence of the cold air temperature on the outlet section of the vortex tube is established. The scheme of movement of the vortex tube throttle at certain screw rotations is considered, and the cross section of the canal for the hot air outlet is determined. A calibration graph is presented to determine the canal height at any value of the throttle displacement.

Key words: vortex tube, cooling system, Rank-Hilsch effect, compressor, power plant, throttle.

About authors:

EMELYANOV Dmitry Alexandrovich, Cand. of Tech. Sci., Assoc. Prof. at the Dept. of Aviation Engines of the Air Force Education and Research Center "Air Force Academy named Prof. N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin". Dipl. engineer (BGTU, 2013). Studies in the area of two-phase flows.

ELISEEV Sergey Yakovlevich, Cand. of Chem. Sci., Senior Lecturer at the Dept. of Aviation Engines of the Air Force Education and Research Center "Air Force Academy named Prof. N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin". Dipl. chemical engineer (VGU, 1989). Studies in the area of technical thermodynamics.

KNYAZEV Anton Valentinovich, Cand. of Tech. Sci., Lecturer at the Dept. of Aviation Engines of the Air Force Education and Research Center "Air Force Academy named Prof. N. E. Zhukovsky and Y. A. Gagarin". Dipl. engineer (VVAII, 2002). Studies in the area of refrigerating plants.