

ЭФФЕКТ ГАРТМАНА—ШПРЕНГЕРА И ЕГО ПРИМЕНЕНИЕ НА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТАХ

В. И. Кузнецов, А. Ю. Шандер

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

Рассмотрен вопрос влияния вязкости на возникновение в тупиковой полости температуры торможения выше температуры торможения набегающего потока газа, так называемого эффекта Гартмана—Шпренгера.

Показано, что эффект Гартмана—Шпренгера может быть применен для создания конструкции противообледенительной системы летательного аппарата.

Ключевые слова: эффект Гартмана—Шпренгера, вязкость, кинетическая энергия, летательный аппарат, противообледенительная система.

Введение

В трубе Гартмана—Шпренгера был обнаружен эффект нагрева газа внутри тупиковой полости сверх температуры торможения набегающего потока [1].

Механика сплошной среды утверждает, что изменение температуры торможения возможно только при обмене работой и теплотой [2].

Механическая энергия внутрь полости подводится от набегающего потока вместе с вытекающей массой газа. Аккумуляция тепловой энергии происходит в глубине полости. Из ряда взаимодействий в трубе Гартмана—Шпренгера действуют и силы вязкости.

Постановка задачи

Основными задачами данной работы являются:

- рассмотреть влияние вязкости на энергообмен в трубе Гартмана—Шпренгера;
- определить возможность создания устройства, применяющего эффект Гартмана—Шпренгера в качестве противообледенительной системы летательного аппарата (ЛА).

Теория

Источником энергии для нагрева газа внутри полости служит набегающий поток воздуха. Ударные волны и нагрев газа сверх температуры торможения наблюдались в тупиковых полостях, помещенных в невозмущенный стационарный дозвуковой и сверхзвуковой набегающий поток газа. Внешний поток имеет более высокую скорость, чем слои, вошедшие в тупиковую скорость ранее. За счет разности скоростей силами вязкости кинетическая энергия передается от внешних слоев воздуха к внутренним, находящимся в тупиковой полости. За счет этого температура торможения в тупиковой полости растет. В момент формирования течения воздух можно считать невязким и нетеплопроводным. Осевые скоро-

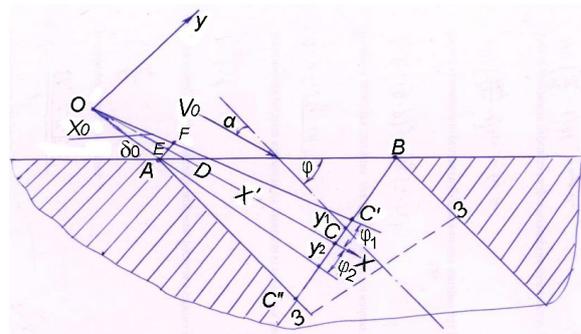


Рис. 1. Расчетная схема течения в области входа полости
Fig. 1. The design flow diagram in the entrance area of the cavity

сти в этом течении также могут возникнуть только при появлении осевого градиента давления. Важную роль в передаче механической энергии внутрь полости вместе с вытекающим потоком играет её взаимодействие со слоем смешения. Рассматривается слой смешения и интегральное уравнение Голубева [3], которое для плоского симметричного течения имеет вид:

$$\frac{d}{dx} \int_0^h \rho V_x^3 dy = 2 \int_0^h \overline{\rho V_x V_y} \frac{dV_x}{dy} dy. \quad (1)$$

где ρ — плотность, кг/м³; V — скорость, м/с; x, y — координаты, м.

Это уравнение представляет собой закон сохранения энергии для слоя смешения в случае постоянного давления внутри него. Система координат связана со слоем смешения (рис. 1). Величина, стоящая в правой части уравнения, является работой сил вязкости. Для сил вязкости можно применить уравнение Прандтля [1]:

$$\frac{\tau_{xy}}{\rho} = -V'_x V'_y = -I_u \left(\frac{dV_x}{dy} \right)^2, \quad (2)$$

где $I_u = ky = \text{const}$ — путь смещения (где индекс u — расстояние от входа до рассматриваемой плоскости), пропорциональный удалению от стенки; k — показатель адиабаты.

Приращение потока механической энергии в слое смещения на входе в полость может быть записано в виде [3]:

$$\frac{dE_{cm}}{dx} = 2\rho_n V_n^3 \beta^2 A_1, \quad (3)$$

где E_{cm} — поток механической энергии после смещения, Дж/с.

Интегрирование данного выражения дало:

$$\begin{aligned} E_{cm} &= 2ax'\rho_n V_n^3 \beta^2 A_1 = \\ &= 2ab \frac{\cos(\varphi - \alpha(t))}{\sin \varphi} \rho_n V_n^3 \beta^2 A_1, \end{aligned} \quad (4)$$

где a, b — стороны сечения; φ — угол среза входных кромок полости, °; $\alpha(t)$ — угол атаки, °.

Рост толщины слоя смещения и приращение его механической энергии происходит за счет работы сил вязкости. При этом идет передача импульса потока от верхних слоев к нижним слоям по оси абсцисс. Передача энергии осуществляется силами вязкости за счет пульсационных составляющих скорости V'_x, V'_y , которые образуют касательные составляющие тензора напряжений τ_{xy} . Передача механической энергии внутрь полости определяется параметрами слоя смещения.

Для определения полной механической энергии, поступающей внутрь полости, следует учитывать кроме слоя смещения часть внешнего потока, попадающего внутрь полости при малых углах атаки $\alpha(t)$. Эта полная механическая энергия может быть определена с использованием соотношения [3]:

$$E_n = a\rho_n V_n^3 [BC' + (y_1 - y_2)A_0],$$

где индекс n означает полную механическую энергию.

Величина E_n учитывает не только некоторое количество механической энергии, поступающей внутрь полости вместе с притоком массы, но и дополнительную величину, связанную с работой сил вязкости в слое смещения.

Преобразование механической энергии, поступающей внутрь полости вместе с втекающим потоком в тепловую, происходит в несколько этапов. Вначале торможение вихревого потока внутри полости порождает распространяющуюся впереди границы раздела волну давления. Значительный рост температуры газа возможен только в области $0 < x < (l_t - l_p)$, поскольку она занята воздухом, остающимся постоянно внутри полости, что допускает аккумуляцию энергии (где l_p — расстояние до рассматриваемого сечения) [4].

Величина энергообмена между набегающим потоком воздуха и воздухом, находящимся в ту-

пиковой полости, определяется из первого начала термодинамики — в тепловой форме [1]:

$$q_{nn} - L_{i-j} = i_{oi} = i_{oj}, \quad (5)$$

где q_{nn} — удельный тепловой поток от набегающего потока (nn), Вт/м², L — удельная работа от сечения i до сечения j , Дж/кг, i — энтальпия, Дж/кг.

Уравнение теплосодержания не включает работу трения, поскольку работа, расходуемая на преодоление трения или любого другого вида сопротивлений, преобразуется полностью в тепло, которое остается в газовой струе. Имеется другая (механическая) форма уравнения энергии, куда не входит температура газа [1].

$$\begin{aligned} -L_{i-j} &= \int_i^j \frac{dP_0}{\rho_0} + L_{mpi-j} \\ \text{или } L_{i-j} &= -\frac{n}{n-1} \frac{P_{01}}{\rho_{01}} \left[\left(\frac{P_{0j}}{P_{0i}} \right)^{\frac{n-1}{n}} - 1 \right], \end{aligned} \quad (6)$$

где P — абсолютное давление, Па; n — показатель политропы.

К уравнениям (5) и (6) добавляются уравнения состояния

$$\rho_i = \frac{P_i}{RT_i}, \quad (7)$$

где R — газовая постоянная, Дж/(кг·К), T_i — абсолютная температура в заданном сечении, К и уравнение неразрывности (сплошности)

$$G_i = \rho_i F_i V_i, \quad (8)$$

где G — расход, кг/с; F — площадь, м².

Система уравнений (1–8) является основой для определения параметров газа в тупиковой полости трубы Гартмана–Шпренгера. Из этой системы уравнений видно, что полное теплосодержание газа может измениться только в том случае, если есть обмен работой l и теплом q . Для составления математической модели, описывающей процесс повышения температуры торможения в тупиковой полости, выше была показана возможность энергообмена за счет вязкости при разных скоростях движения набегающего потока и потока, находящегося в тупиковой полости.

Тупиковая полость, взаимодействующая с набегающим потоком, встречается, в частности, в конструкциях летательных аппаратов (ЛА) [5]. В настоящее время пытаются применить неглубокие полости $l_t \leq 1$, (где l_t — длина тупиковой полости), на поверхности ЛА в качестве элемента управления пограничным слоем для изменения профильного сопротивления и в качестве нагревательного элемента в противообледенительной системе (ПОС), расположенной в обтекателе воздухозаборника ЛА [6]. Полости образованы обтекателем 1 и полутрубками 3, закрепленными на его внутренней стороне (рис. 2). В процессе работы ПОС нагрев обтекателя 1 происходит за счет воздуха в тупиковых полостях 2 при взаимо-

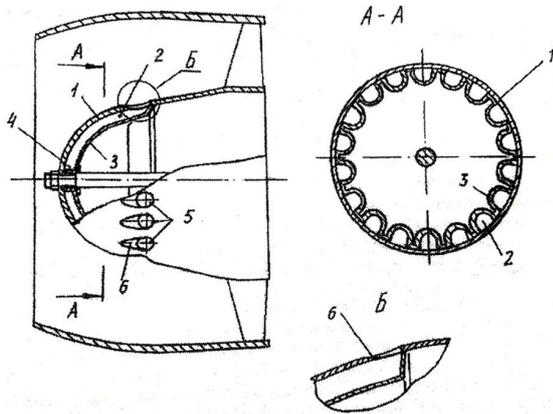


Рис. 2. Схема размещения противообледенительной системы (ПОС) в воздухозаборнике летательного аппарата (ЛА)
Fig. 2. Layout of the anti-icing system in the air intake of the aircraft

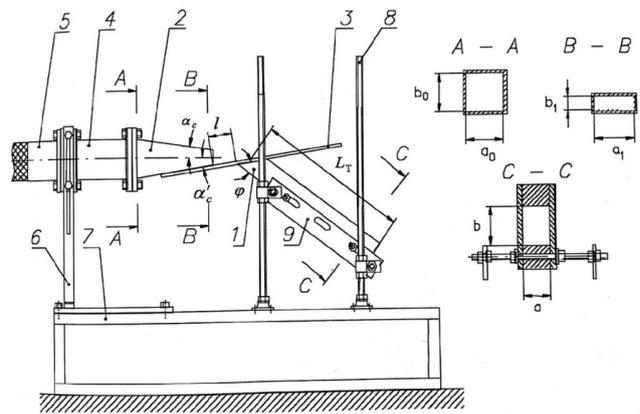


Рис. 3. Схема экспериментальной установки
Fig. 3. Scheme of the experimental installation

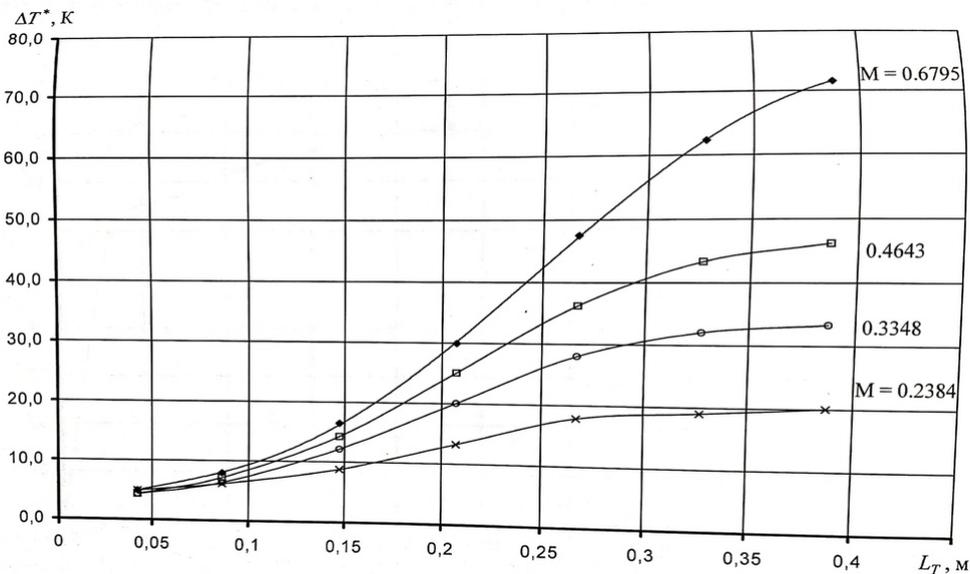


Рис. 4. Зависимость приращения температуры вдоль стенки полости от числа Маха набегающего потока $d_3 = 0,0114 M$, $\bar{L}_T = 36,7$
Fig. 4. The dependence of the temperature increment along the cavity wall on the free-stream Mach number $d_3 = 0,0144 M$, $\bar{L}_T = 36,7$

действию с набегающим потоком через входные отверстия 5. Закрытый конец 4 тупиковой полости 2 расположен в зоне обледенения в передней части обтекателя 1. Длина тупиковой полости 2, отсчитываемая по поверхности обтекателя 1 от точки пересечения продольной оси обтекателя с его поверхностью до входного отверстия полости, должна минимум на 1/3 превосходить длину, отсчитываемую от той же точки обтекателя до границы обледенения. Расстояние между двумя соседними тупиковыми полостями в зоне обледенения на обтекателе не должно превышать половины эквивалентного диаметра тупиковой полости в поперечном сечении. Среди способов обогрева воздухозаборника ЛА наибольшее распространение получил отбор воздуха от компрессора с последующей подачей по трубопроводу к месту обледенения, а также с помощью электронагревателей, потребляющих энергию гене-

ратора. Нагрев воздуха в полостях осуществляется за счет кинетической энергии потока воздуха в воздухозаборнике ГТД. Непосредственное влияние установленных полостей проявляется в увеличении сопротивления воздухозаборника ЛА.

Результаты экспериментов

Были проведены эксперименты для выявления физической картины процесса внутри тупиковой полости [7–12].

Задача экспериментов:

— определить распределение температуры воздуха внутри полости с целью определения параметров протекающего процесса взаимодействия тупиковой полости с набегающим потоком.

Для проведения опытов была изготовлена лабораторная установка (рис. 3). Модель тупиковой полости 1 открытым концом помещена

в набегающий поток воздуха, который создает соплом 2 с прямоугольным поперечным сечением. Поток воздуха движется по касательной к направляющей плоскости. Перед входом в сопло расположена мерная проставка 4, в которой располагались приемники температуры торможения и статистического давления. Воздух подавался от компрессорной станции. Направляющая плоскость была изготовлена из оргстекла. Боковые стенки изготовлены из оргстекла толщиной 0,005 м.

Замеры распределения температуры вдоль стенки полости проводились с помощью семи датчиков, установленных на расстоянии 1 мм от стенки по нормали, а также замер температуры и закрытого торца полости. Показания датчиков регистрировались с помощью КСП-4. Для замера температуры использовались термпары хромель-панель ГОСТ Р50431–92 [13–15].

Распределение приращения температуры вдоль стенки полости с размерами $d_j = 0,0114$ м, $L_T = 36,7$ дано в зависимости от числа Маха набегающего потока $\Delta T^* = f(M)$ (рис. 4). В данном случае величина ΔT^* показывает разницу между температурой набегающего потока T_0^* и температурой торможения в пограничном слое на стенках полости T_{0T}^* . Нагрев газа в полости сильно неравномерный и возрастает от открытого входа в полость и закрытому торцу, при этом 0,25 длины полости от входа остается практически не нагретой. Между набегающим потоком и частью полости, примыкающей к открытому входу, имеется массообмен. Воздух периодически втекает в полость, а затем выбрасывается наружу [7]. Остальную часть полости занимает малоподвижный газ, где нагрев значителен.

Обсуждение результатов

В настоящее время принято считать, что нагрев газа в тупиковой полости происходит за счет воздействия ударной волны [8]. В дозвуковом потоке ударных волн нет. Следовательно, повышение температуры торможения происходит с помощью сил вязкости при разности скоростей набегающего потока и воздуха, находящегося в тупиковой полости

Выводы и заключение

В работе показано, что обмен кинетической энергией между набегающим потоком и газом, находящимся в тупиковой полости, происходит силами вязкости за счет разности их скоростей. Описана конструкция противообледенительной системы самолета, которая основана на действии эффекта Гартмана–Шпренгера [6].

Список источников

1. Елисеев Ю. Б., Черкез А. Я. Об эффекте повышения температуры торможения при обтекании газом глубоких полостей // Механика жидкости и газа. 1971. № 3. С. 8–18.
2. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1976. 888 с.
3. Абрамович Г. Н. Теория турбулентных струй. М.: Наука, 1984. 716 с.
4. Кесаев Ч. В. Термодинамика резонансной трубы // Вестник МАИ. 2008. Т. 15. С. 15–24.

5. Коновалов Н. А., Пилипенко О. В., Стрельников Г. А. [и др.]. Глушители звука выстрела стрелкового оружия с коническими перегородочными элементами // Техническая механика. 2011. № 1. С. 86–98.

6. Пат. 21423 Российская Федерация, МПК F 02 C 7/047. Противообледенительная система газотурбинного двигателя / Костокрыз В. Г., Кузнецов В. И., Шпаковский Д. Д. № 2001123843/20(025393); заявл. 27.08.01; опубл. 20.01.02, Бюл. № 2. 1 с.

7. Кочин Н. Е., Кибель И. А., Розе Н. В. Теоретическая гидромеханика. 4-е изд., перераб. и доп. М.: Физматгиз, 1963. 728 с.

8. Елисеев Ю. Б., Черкез А. Я. Экспериментальное исследование аномального аэродинамического нагрева тел с глубокой полостью // Механика жидкости и газа. 1978. № 1. С. 113–119.

9. Костокрыз В. Г., Кузнецов В. И., Шпаковский Д. Д. Аэродинамический нагрев тупиковой полости в набегающем потоке // Омский научный вестник: сб. ст. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2001. Вып. 17. С. 91–95.

10. Кузнецов В. И., Чальцев С. В., Шпаковский Д. Д. Аномальный аэродинамический нагрев тупиковой полости в набегающем потоке // Ракетно-космическая техника: фундаментальные проблемы механики и теплообмена. М.: изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1998. С. 119.

11. Кузнецов В. И., Шпаковский Д. Д. Аномальный аэродинамический нагрев тупиковой полости в набегающем потоке // Инженерно-физический журнал. 2000. Т. 73, № 1. С. 160–164.

12. Кузнецов В. И., Шпаковский Д. Д., Грязнов С. В. Применение горящих частиц для визуализации потоков газа // 1-е Уткинские чтения. СПб.: Изд-во Ин-т ракетной техники и вооружений. 2002. Т. 2. С. 48.

13. Шпаковский Д. Д. Экспериментальные исследования процесса нагрева газа в тупиковой полости // Исследования по баллистике и смежным вопросам механики: сб. ст. Томск, 1998. Вып. 2. С. 56–59. ISBN 5-7511-1044-7.

14. Шпаковский Д. Д. Аэродинамический нагрев тупиковой полости в набегающем потоке // IV Минский международный форум по тепло- и массообмену. Минск: Изд-во АНК ИТМО им А. В. Лыкова НАНБ, 2000. Т. 1. С. 270–273.

15. Шпаковский Д. Д. Экспериментальные исследования энерго- и массообмена газа тупиковой полости // Динамика систем, механизмов и машин: материалы III Международ. науч.-техн. конф. Омск: Изд-во ОмГТУ, 1999. С. 238.

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

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

SPIN-код: 9020-9010, AuthorID (РИНЦ): 947855

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

Для цитирования

Кузнецов В. И., Шандер А. Ю. Эффект Гартмана–Шпренгера и его применение на летательных аппаратах // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2019. Т. 3, № 2. С. 150–155. DOI: 10.25206/2588-0373-2019-3-2-150-155.

Статья поступила в редакцию 18.04.2019 г.

© В. И. Кузнецов, А. Ю. Шандер

HARTMANN—SPRENGER EFFECT AND ITS APPLICATION ON AIRCRAFT

V. I. Kuznetsov, A. Yu. Shander

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

The question of the effect of viscosity on the occurrence of a stagnation temperature in a dead-end cavity above the deceleration temperature of the incident gas flow the so-called Hartmann—Sprenger effect is considered.

It is shown that the Hartmann—Sprenger effect can be used to create the design of the anti-icing system of the aircraft.

Keywords: Hartmann—Sprenger effect, viscosity, kinetic energy, aircraft, anti-icing system.

References

1. Eliseyev Yu. B., Cherkez A. Ya. Ob effekte povyshe-niya temperatury tormozheniya pri obtekanii gazom glubokikh polostey [On the effect of increasing the stagnation temperature when gas flows around deep cavities] // *Mekhanika zhidkosti i gaza. Mekhanika Zhidkosti i Gaza*. 1971. No. 3. P. 8—18. (In Russ.)
2. Abramovich G. N. *Prikladnaya gazovaya dinamika* [Applied Gas Dynamics]. Moscow: Nauka Publ., 1976. 888 p. (In Russ.)
3. Abramovich G. N. *Teoriya turbulentykh struy* [Theory of Turbulent Jets]. Moscow: Nauka Publ., 1984. 716 p. (In Russ.)
4. Kesayev Ch. V. *Termodinamika rezonansnoy truby* [About thermodynamics of resonance tube] // *Vestnik MAI. Aerospace MAI Journal*. 2008. Vol. 15. P. 15—24. (In Russ.)
5. Konovalov N. A., Pilipenko O. V., Strel'nikov G. A. [et al.]. *Glushiteli zvuka vystrela strelkovogo oruzhiya s konicheskimi peregorodochnymi elementami* [Silencers of the sound of a shot of small arms with conical partitioning elements] // *Tekhnicheskaya mekhanika. Tekhnicheskaya Mekhanika*. 2011. No. 1. P. 86—98. (In Russ.)
6. Patent 21423 Russian Federation, IPC F 02 C 7/047. *Protivoobledenitel'naya sistema gazoturbinnogo dvigatelya* [Anti-icing system of a gas turbine engine] / Kostogryz V. G., Kuznetsov V. I., Shpakovskiy D. D. № 2001123843/20(025393). (In Russ.)
7. Kochin N. E., Kibel' I. A., Roze N. V. *Teoreticheskaya gidromekhanika* [Theoretical fluid mechanics]. 4th ed. Moscow: Fizmatgiz Publ., 1963. 728 p. (In Russ.)
8. Eliseyev Yu. B., Cherkez A. Ya. *Eksperimental'noye issledovaniye anomal'nogo aerodinamicheskogo nagreva tel s glubokoy polost'yu* [Experimental study of the anomalous aerodynamic heating of bodies with a deep cavity] // *Mekhanika zhidkosti i gaza. Mekhanika Zhidkosti i Gaza*. 1978. No. 1. P. 113—119. (In Russ.)
9. Kostogryz V. G., Kuznetsov V. I., Shpakovskiy D. D. *Aerodinamicheskiy nagrev tupikovoy polosti v nabegayushchem potoke* [Aerodynamic heating of the dead-end cavity in the incoming flow] // *Omskiy nauchnyy vestnik. Omskiy Nauchnyy Vestnik*. Omsk: OmSTU Publ., 2001. Issue. 17. P. 91—95. (In Russ.)
10. Kuznetsov V. I., Chal'tsev S. V., Shpakovskiy D. D. *Anomal'nyy aerodinamicheskiy nagrev tupikovoy polosti v nabegayushchem potoke* [Anomalous aerodynamic heating of the dead-end cavity in the incoming flow] // *Raketno-kosmicheskaya tekhnika: fundamental'nyye problemy mekhaniki i teploobmena. Raketno-Kosmicheskaya Tekhnika: Fundamental'nyye Problemy Mekhaniki i Teploobmena*. Moscow: Bauman MSTU Publ., 1998. P. 119. (In Russ.)
11. Kuznetsov V. I., Shpakovskiy D. D. *Anomal'nyy aerodinamicheskiy nagrev tupikovoy polosti v nabegayushchem potoke* [Anomalous aerodynamic heating of the dead-end cavity in the incoming flow] // *Inzhenerno-fizicheskiy zhurnal. Inzhenerno-Fizicheskiy Zhurnal*. 2000. Vol. 73, no. 1. P. 160—164. (In Russ.)
12. Kuznetsov V. I., Shpakovskiy D. D., Gryaznov S. V. *Primeneniye goryashchikh chastits dlya vizualizatsii potokov gaza* [The use of burning particles for visualization of the gas flow] // *1-e Utkinskiye chteniya. 1-e Utkinskiye Chteniya*. St. Petersburg, 2002. Vol. 2. P. 48. (In Russ.)
13. Shpakovskiy D. D. *Eksperimental'nyye issledovaniya protsessa nagreva gaza v tupikovoy polosti* [Experimental studies of the process of gas heating in a dead-end cavity] // *Issledovaniya po ballistike i smezhnym voprosam mekhaniki. Issledovaniya po Ballistike i Smezhnym Voprosam Mekhaniki*. Tomsk, 1998. Issue 2. P. 56—59. ISBN 5-7511-1044-7. (In Russ.)
14. Shpakovskiy D. D. *Aerodinamicheskiy nagrev tupikovoy polosti v nabegayushchem potoke* [Aerodynamic heating of the dead-end cavity in the incoming flow] // *IV Minskiy mezhdunar. forum po teplo- i massoobmenu. IV Minskiy Mezhdunarodnyy Forum po Teplo- i Massoobmenu*. Minsk, 2000. Vol. 1. P. 270—273. (In Russ.)
15. Shpakovskiy D. D. *Eksperimental'nye issledovaniya energo- i massoobmena gaza tupikovoy polosti* [Experimental studies of energy and mass transfer of gas in a dead-end cavity] // *Dinamika sistem, mekhanizmov i mashin. Dinamika Sistem, Mekhanizmov i Mashin*. Omsk: OmSTU Publ., 1999. P. 238. (In Russ.)

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

SPIN-code: 1763-0468
AuthorID (RSCI): 161955
ResearcherID: N-9618-2016
Address for correspondence:
vik.kuznetzov@yandex.ru
SHANDER Aleksandra Yur'yevna, Assistant of
AVIRS Department.
SPIN-code: 9020-9010; AuthorID (RSCI): 947855
Address for correspondence: las-gim-you-a@mail.ru

For citations

Kuznetsov V. I., Shander A. Yu. Hartmann-Sprenger effect and its application on aircraft // Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering. 2019. Vol. 3, no. 2. P. 150–155. DOI: 10.25206/2588-0373-2019-3-2-150-155.

Received 18 April 2019.

© V. I. Kuznetsov, A. Yu. Shander