

УДК 532.5

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ КОНДЕНСАЦИОННОГО И ВИХРЕВОГО СЛЕДОВ ЗА ВОЗДУШНЫМИ СУДАМИ

Т.О. АУБАКИРОВ, В.Т. ДЕДЕШ, А.И. ЖЕЛАННИКОВ, А.Н. ЗАМЯТИН

По заказу редакционной коллегии

Описывается методика расчета взаимодействия конденсационного и вихревого следов за самолетами. Методика основана на оперативной математической модели дальнего вихревого следа, базирующейся на методе дискретных вихрей. Методика дополнена учетом влияния на положение конденсационного и вихревого следов осевых скоростей в ядре вихря. Приводятся результаты взаимодействия конденсационного и вихревого следов за самолетами Ил-76 и В-747.

Ключевые слова: конденсационный след, вихревой след, взаимодействие, экология.

Введение

Представленная работа посвящена взаимодействию вихревых и конденсационных следов самолетов. Конденсационные следы могут влиять на теплообменные процессы в атмосфере и, способствуя парниковому эффекту, ухудшать экологию. С целью исследования образования конденсационных следов и минимизации их отрицательного влияния на экологию в ЛИИ им. М.М. Громова разработана комплексная методика количественной оценки характеристик конденсационных следов и прогноза их образования в крейсерских режимах полета самолетов с различными типами ГТД. В рамках этой комплексной методики проведены расчетные исследования взаимодействия вихревых и конденсационных следов самолетов. В настоящей статье приводятся результаты взаимодействия конденсационного и вихревого следов за самолетами Ил-76 и В-747. Показаны случаи засасывания конденсационного следа в вихревой след, наблюдаемые в реальных полетах.

1. Постановка задачи

Рассматривается движение летательного аппарата (ЛА) с крейсерской скоростью на высоте образования конденсационного следа. Движение ЛА, а также отклонение органов управления и механизации совершаются по произвольным законам. Поверхность летательного аппарата считается непроницаемой. Течение жидкости является потенциальным всюду вне летательного аппарата и вихревых следов, возникающих при отрыве потока с заданных линий. Вихревые следы представляют собой тонкие вихревые пелены, т.е. поверхности, на которых имеется разрыв касательной составляющей скорости.

С математической точки зрения поставленная задача сводится к отысканию нестационарных полей скоростей и давлений в принятой системе координат, которые должны удовлетворять следующим условиям и уравнениям:

- потенциал возмущенных скоростей в каждый момент времени вне поверхностей ЛА и его вихревого следа должен удовлетворять уравнению Лапласа;
- на поверхности ЛА должно выполняться условие непротекания;
- на поверхностях вихревого следа, являющихся поверхностями тангенциального разрыва, должно выполняться условие отсутствия перепада давления и отсутствия потока жидкости через эту поверхность;
- на бесконечности возмущения затухают;
- для связи скорости и давления используется уравнение Бернулли.

Требуется определить положение вихревого и конденсационного следов за самолетами.

2. Метод решения

Поставленная задача решается с применением оперативной методики расчета вихревого следа. Суть методики в следующем. Реальный ЛА в расчетах заменяется схематизированной моделью (рис. 1). Схематизация осуществлялась П-образными вихрями. П-образные вихри моделировали обтекание крыла Γ_K , закрылка Γ_3 (если он выпущен) и стабилизатора Γ_C . В предположении, что вихри, сходящие с одной половины самолета, можно на некотором удалении объединить в один [1] с циркуляцией Γ , запишем

$$\Gamma = \Gamma_K + \Gamma_3 + \Gamma_C.$$

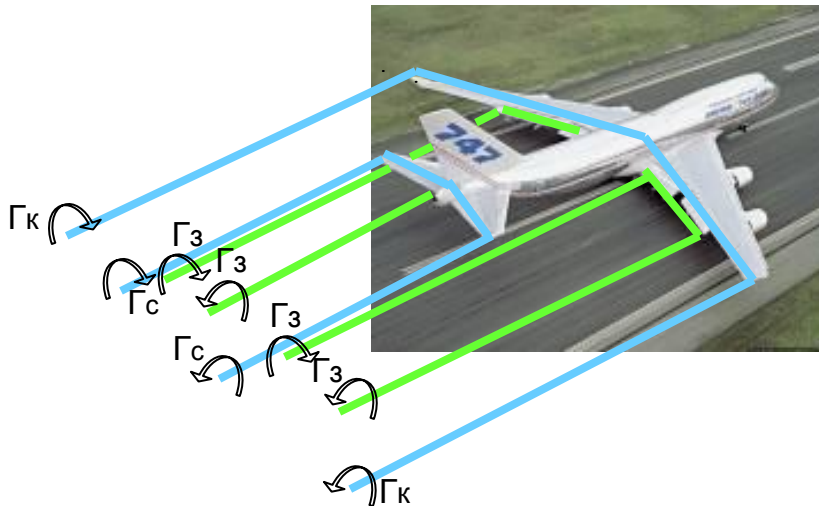


Рис. 1

Затем суммарная циркуляция Γ рассчитывается по формуле Н.Е. Жуковского. Таким образом, приравняв подъемную силу к силе веса ЛА и зная скорость полета, а также высоту полета, определяем неизвестную циркуляцию Γ . Определив Γ , перераспределяем ее между крыльевыми вихрями Γ_K , вихрями, сходящими с закрылка Γ_3 , и вихрями, сходящими со стабилизатора Γ_C . Если закрылки убраны, то циркуляция Γ распределяется пропорционально площадям крыла и стабилизатора. Кроме того, при перераспределении данной циркуляции учитывается угол скоса потока в районе стабилизатора, а также углы установки крыла и стабилизатора [2].

Если при этом выпущены закрылки, то циркуляция Γ перераспределяется между крыльевым вихрем Γ_K и вихрем, сходящим с закрылка Γ_3 специальным образом, описанным в работе [2]. Полученные в работе [2] зависимости позволили найти закон перераспределения циркуляции Γ между концевым вихрем, сходящим с крыла Γ_K , и вихрем, сходящим с закрылка Γ_3 .

Таким образом, для математической модели дальнего вихревого следа [3; 4] в качестве исходных данных используются координаты и циркуляции вихрей, сходящих с концов крыла Γ_K , стабилизатора Γ_C и закрылка Γ_3 , между которыми по вышеизложенной методике перераспределена циркуляция Γ , полученная по формуле Н.Е. Жуковского.

3. Моделирование конденсационного следа

В математическую модель дальнего вихревого следа вводились координаты контура струи двигателей силовой установки. Для этого использовалась схема, показанная на рис. 2. Центр струи маркировался точкой № 1, а контур струи точками № 2-9. Затем совместно с дальним вихревым следом велся расчет контура (границы) струи. В данных точках (маркерах) рассчитывались скорости, по векторам которых за заданное расчетное время эти

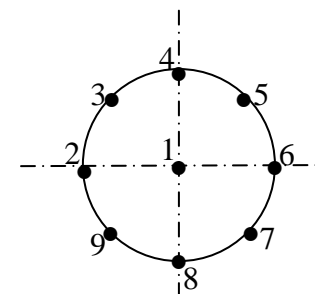


Рис. 2

точки сдвигались. Расчет велся по временным шагам. При этом на заданном расчетном шаге выстраивался контур струи. По характеру деформации контура можно судить о степени подсаживания струй в вихревой след самолета.

4. Учет влияния осевой скорости в ядрах вихрей и модель засасывания конденсационного следа в вихревой

Учет влияния осевой скорости в ядре вихря на характеристики дальнего вихревого следа в реальном полете сводится к появлению дополнительного разряжения в ядре и дополнительных скоростей к центру вихрей.

Считаем, что распределение осевой скорости V_x в пространстве известно, а также что в ядре вихря это распределение осесимметрично:

$$V_x = V_x(x, r'); \quad r' = |\mathbf{r} - \mathbf{r}_0|.$$

Здесь \mathbf{r} – координата произвольной точки; \mathbf{r}_0 – координата вихря. Так как рассматривается модель несжимаемой жидкости, то $\text{div}\mathbf{V} = 0$.

В двумерной постановке в плоскости YOZ это соответствует наличию источников (стоков) с плотностью $q = -\frac{\partial}{\partial x} V_x$. Эти источники индуцируют скорость, и при осесимметричном распределении источников имеет место:

$$V_q(\mathbf{r}) = \frac{\mathbf{r} - \mathbf{r}_0}{|\mathbf{r} - \mathbf{r}_0|^2} Q(\mathbf{r}); \quad Q(\mathbf{r}) = \int_0^r r' \frac{\partial}{\partial x} V_x(r') dr'.$$

Таким образом, по значению осевой скорости в ядре вихря определяется интенсивность источника (стока) $Q(\mathbf{r})$, а через $Q(\mathbf{r})$ определяется дополнительная скорость в произвольной точке.

Далее вокруг крыльевого вихря специальным образом определяется зона, при попадании в которую маркеры, моделирующие контур струи, остаются в ней до конца расчета. Так в работе моделировался процесс засасывания конденсационного следа в вихревой. В литературе, например в [5], эта зона получила название зона Z-Zh.

5. Результаты расчета конденсационного следа за самолетами Ил-76 и В-747

По вышеизложенной методике были выполнены расчеты конденсационного и вихревого следов за самолетом Ил-76, летящим на высоте 10000 м со скоростью 850 км/ч (рис. 3). При этом конденсационный и вихревой следы рассчитывались до расстояния от самолета 4,8 км. Линии с маркерами – это центры вихрей, сходящих с крыла и стабилизатора. Белые линии без маркеров – границы струи, истекающей из двигателя. Видно, что при данных условиях полета часть конденсационного следа засасывается в вихревой след.

Аналогичные расчеты были выполнены для самолета В-747. На рис. 4 представлены результаты расчета взаимодействия конденсационного и вихревого следов за самолетом В-747, летящим на высоте 7000 м со скоростью 850 км/ч.

Методика моделирования дальнего вихревого следа за самолетами, лежащая в основе математической модели конденсационного следа, неоднократно проверялась на работоспособность и достоверность получаемых результатов. Поэтому есть уверенность, что и конденсационный след моделируется правильно. Таким образом, по предлагаемой методике можно предварительно оценивать поведение конденсационных следов за самолетами. Также возможно выполнять параметрические исследования с точки зрения расположения двигателей для нанесения самолетами как можно меньшего экологического вреда.

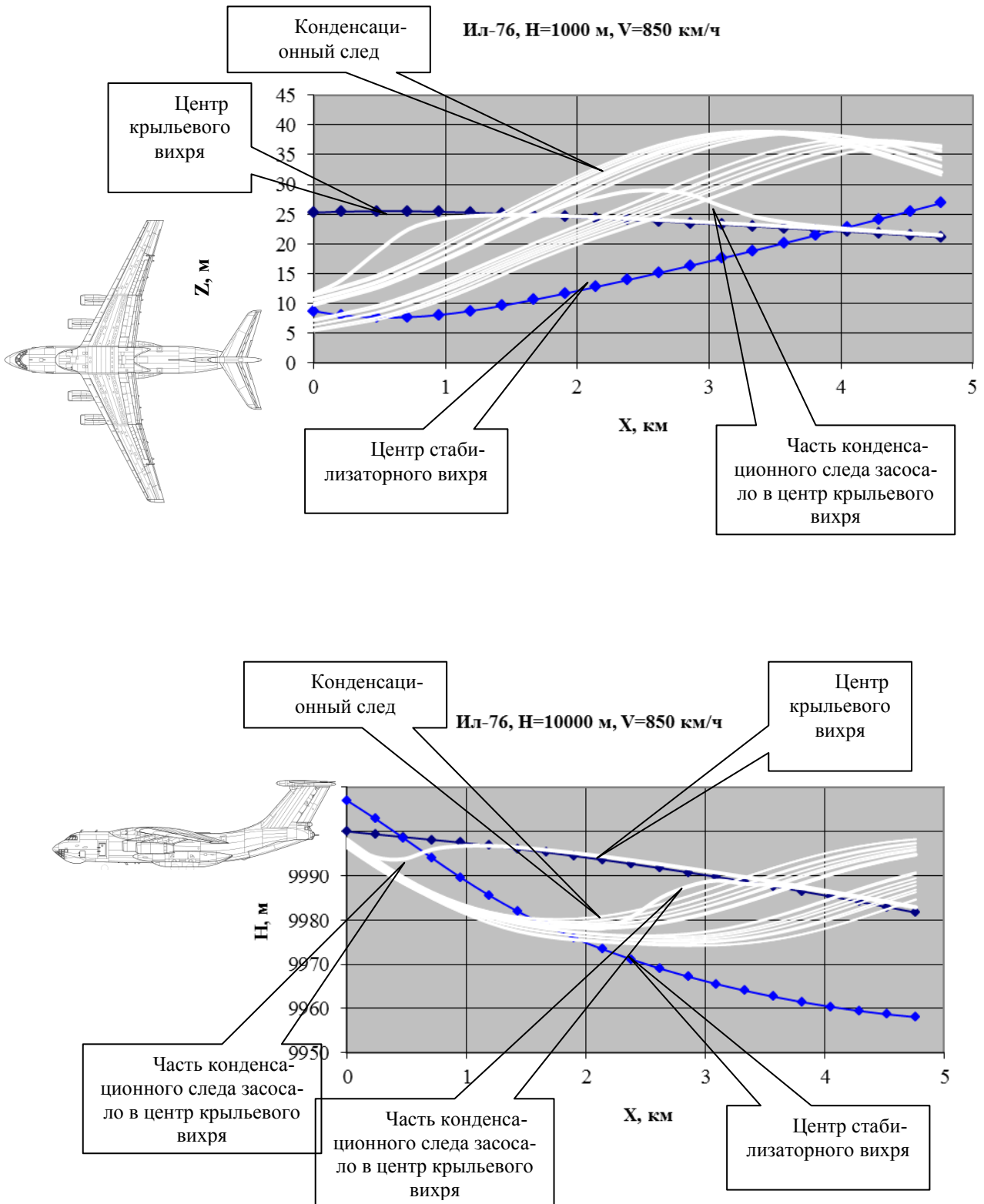


Рис. 3. Моделирование засасывания конденсационного следа в вихревой след за Ил-76

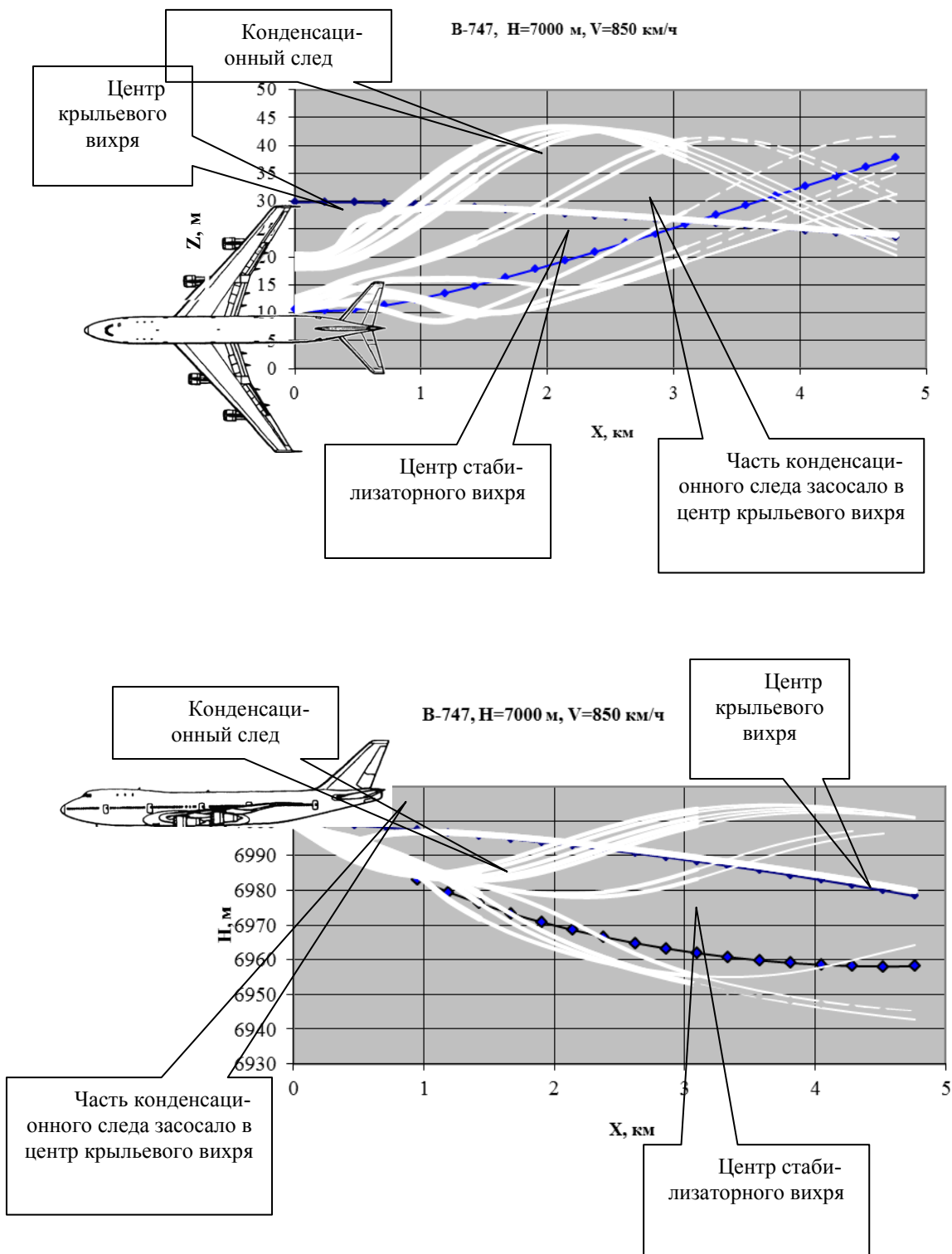


Рис. 4. Моделирование засасывания конденсационного следа в вихревой след за В-747

ЛИТЕРАТУРА

1. Дедеш В.Т., Замятин А.Н., Желанников А.И. Моделирование конденсационного следа за самолетами / Труды XV Международного симпозиума "Методы дискретных особенностей в задачах математической физики" (МДОЗМФ-2011). Харьков-Херсон, 2011. С. 17-22.

2. Бушуев В.И., Замятин А.Н., Зубок В.В., Желанников А.И. Моделирование дальнего вихревого следа за самолетами с выпущенной механизацией / *Труды XV Международного симпозиума "Методы дискретных особенностей в задачах математической физики" (МДОЗМФ-2011)*. Харьков-Херсон, 2011. С. 8-13.
3. Гиневский А.С., Желанников А.И. *Вихревые следы самолетов*. М.: Физматлит, 2008. 172 с.
4. Ginevsky A.S., Zhelannikov A.I. *Vortex wakes of aircraft*. Springer. 2009. P. 154.
5. Dedesh V.T., Grigoriev M.A., Zamyatin A.N., Zhelannikov A.I. Calculation assessment of formation, existence and destruction of aircraft condensation trails with account of it interaction with wake vortices. *International Conference on Environmental Science and Biological Engineering (ESBE 2014)*. Beijing. 2014. P. 17-23.

SIMULATION OF AIRCRAFT CONDENSATION TRAILS AND WAKE VORTICES INTERACTION

Aubakirov T.O., Dedesh V.T., Zhelannikov A.I., Zamyatin A.N.

A technique of calculation of aircraft condensation trails (contrails) and wake vortices interaction is described. The technique is based on a suitable for real-time applications mathematical model of far wake utilizes the method of discrete vortices. The technique is supplemented by account of the influence of axial velocities in the vortex nucleus on contrail and wake vortex location. Results of calculations of contrails and wake vortices interaction for Il-76 and B-747 aircraft are presented.

Keywords: condensation trail, wake vortice, interaction, ecology.

REFERENCES

1. Dedesh V.T., Zamyatin A.N., Zhelannikov A.I. Modelirovanie kondensacionnogo sleda za samoletami. *Trudy XV Mezhdunarodnogo simpoziuma "Metody diskretnyh osobennostej v zadachah matematicheskoy fiziki" (MDOZMF-2011)*. Kharjkov-Kherson. 2011. Pp. 17-22. (In Russian).
2. Bushuev V.I., Zamyatin A.N., Zubok V.V., Zhelannikov A.I. Modelirovanie dal'nego vihrevogo sleda za samoletami s vypushhennoj mehanizaciej. *Trudy XV Mezhdunarodnogo simpoziuma "Metody diskretnyh osobennostej v zadachah matematicheskoy fiziki" (MDOZMF-2011)*. Kharjkov-Kherson. 2011. Pp. 8-13. (In Russian).
3. Ginevskiy A.S., Zhelannikov A.I. Vihrevihe sledih samoletov. М.: Fizmatlit. 2008. 172 p. (In Russian).
4. Ginevsky A.S., Zhelannikov A.I. *Vortex wakes of aircraft*. Springer. 2009. P. 154.
5. Dedesh V.T., Grigoriev M.A., Zamyatin A.N., Zhelannikov A.I. Calculation assessment of formation, existence and destruction of aircraft condensation trails with account of it interaction with wake vortices. *International Conference on Environmental Science and Biological Engineering (ESBE 2014)*. Beijing. 2014. P. 17-23.

Сведения об авторах

Аубакиров Токтар Онгарбаевич, 1946 г.р., окончил МАИ (1979), профессор, доктор технических наук, генеральный директор Национального аэрокосмического агентства Республики Казахстан, автор более 100 научных работ, область научных интересов – аэрогидродинамика и вихревые следы за самолетами и авианесущими кораблями.

Дедеш Виктор Трифионович, 1927 г.р., окончил МАИ (1950), профессор, доктор технических наук, главный научный сотрудник ЛИИ им. М.М. Громова, автор более 150 научных работ, область научных интересов – авиационные двигатели, конденсационные следы и проблемы экологии.

Желанников Александр Иванович, 1948 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (1979), профессор, доктор технических наук, заслуженный работник высшей школы РФ, действительный член (академик) Академии наук авиации и воздухоплавания, главный научный сотрудник ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, автор более 150 научных работ, область научных интересов – аэрогидродинамика, численные методы в аэрогидродинамике и вихревые следы.

Замятин Андрей Николаевич, 1949 г.р., окончил МФТИ (1973), кандидат технических наук, старший научный сотрудник, заместитель начальника лаборатории ЛИИ им. М.М. Громова, автор более 90 научных работ, область научных интересов – аэрогидродинамика, вихревые и конденсационные следы, проблемы экологии, аэродинамическая совместимость летательных аппаратов корабельного базирования и авианесущих кораблей.