

УДК 532.5

## О ВОЗМОЖНОСТИ ДОЗАПРАВКИ В ВОЗДУХЕ ГРАЖДАНСКИХ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ

А.И. ЖЕЛАННИКОВ, А.Н. ЗАМЯТИН

С помощью разработанного расчетно-программного комплекса были выполнены исследования, показывающие возможность дозаправки в воздухе гражданских воздушных судов. В качестве самолета-заправщика выбран эксплуатирующийся в настоящее время самолет-заправщик Ил-78 и перспективный заправщик на базе самолета Ил-96-400Т. В качестве заправляемого самолета выбран перспективный самолет МС-21-400.

**Ключевые слова:** вихревой след, воздушное судно, заправка в воздухе, аэродинамические характеристики.

### ВВЕДЕНИЕ

В последнее время все чаще стали появляться исследования возможности дозаправки в воздухе гражданских воздушных судов. Например, в ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского разработан программный комплекс имитационного моделирования дозаправки в полете пассажирских и транспортных магистральных самолетов, осуществляющих дальние перевозки. Специалисты ЦАГИ сообщают, что предварительные расчеты показывают, что в результате замены дорогих дальних авиалайнеров более дешевыми среднемагистральными при полетах с дозаправкой в воздухе, экономия по стоимости может составить сотни миллиардов долларов.

Авторами разработан расчетно-программный комплекс, блок-схема которого представлена на рис. 1, с помощью которого были выполнены исследования по влиянию вихревого следа самолета-заправщика на заправляемый самолет. На заправляемом самолете получены аэродинамические коэффициенты в виде приращений коэффициентов момента крена и подъемной силы вдоль продольной координаты на различных понижениях относительно самолета-заправщика.

### РАСЧЕТНО-ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ВИХРЕВОГО СЛЕДА ЗА ВОЗДУШНЫМИ СУДАМИ

Основу расчетно-программного комплекса [1], который частично и более подробно описан в статье [2] настоящего Вестника, составляют математическая модель ближнего вихревого следа и математическая модель дальнего вихревого следа [3, 4] (рис. 1). Математическая модель ближнего вихревого следа базируется на вихревом методе, основы которого заложил еще Н.Е. Жуковский. В разработанном комплексе используется экспериментально-аналитический подход к построению расчетной вихревой схемы [2]. П-образные вихри моделируют сход вихрей с концов крыла  $\Gamma_k$ , стабилизатора  $\Gamma_c$  и закрылков  $\Gamma_z$ . Их общая циркуляция в соответствии с теоремой Стокса

$$\Gamma = \Gamma_k + \Gamma_z + \Gamma_c,$$

и определяется из теоремы Н.Е. Жуковского и равенства подъемной силы  $Y_a$  полетному весу самолета  $G$

$$Y_a = \rho V \Gamma l = G.$$

Здесь  $\rho$  – плотность воздуха на высоте полета самолета;  $V$  – скорость полета самолета;  $l$  – размах крыла самолета. Такой подход обоснован тем, что в реальных полетах все вихри, сошедшие с несущих и управляющих поверхностей самолета с течением времени объединяются в два вихря. Далее, по специальной методике, описанной в статье [2] настоящего Вестника, общая циркуляция  $\Gamma$  перераспределяется между крылом, закрылком и стабилизатором.

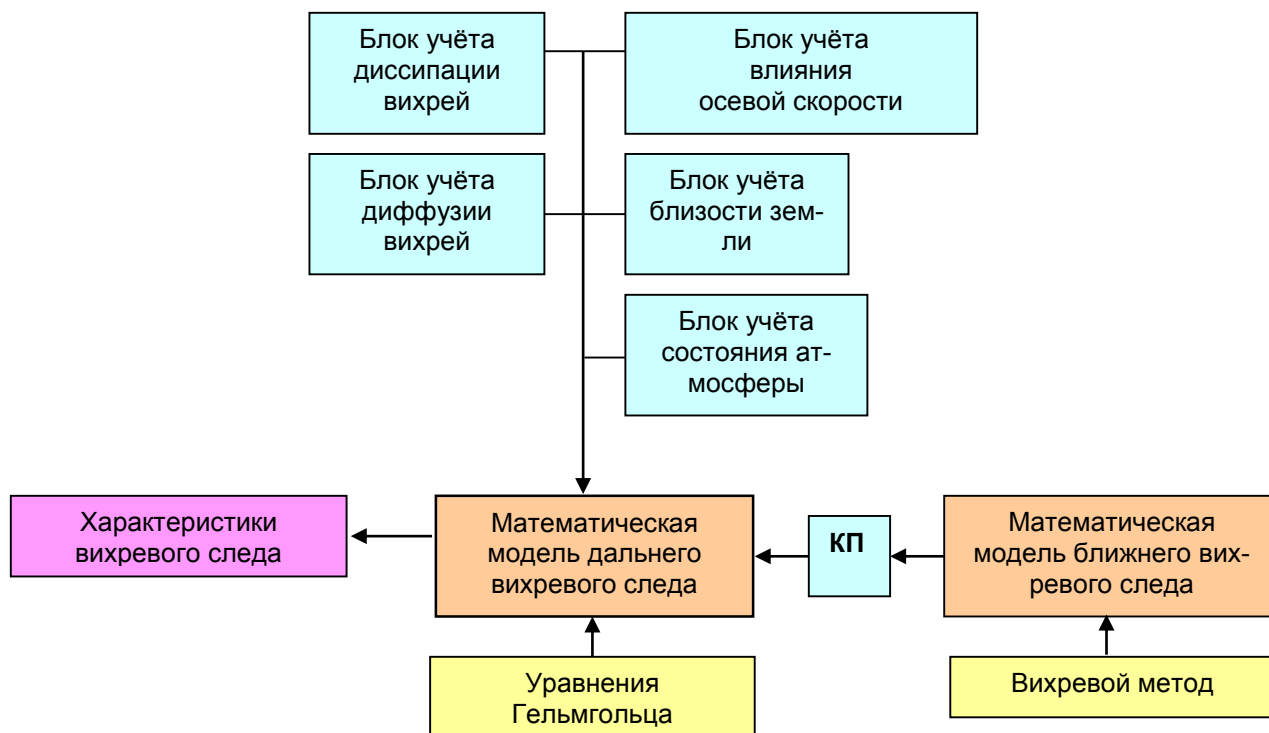


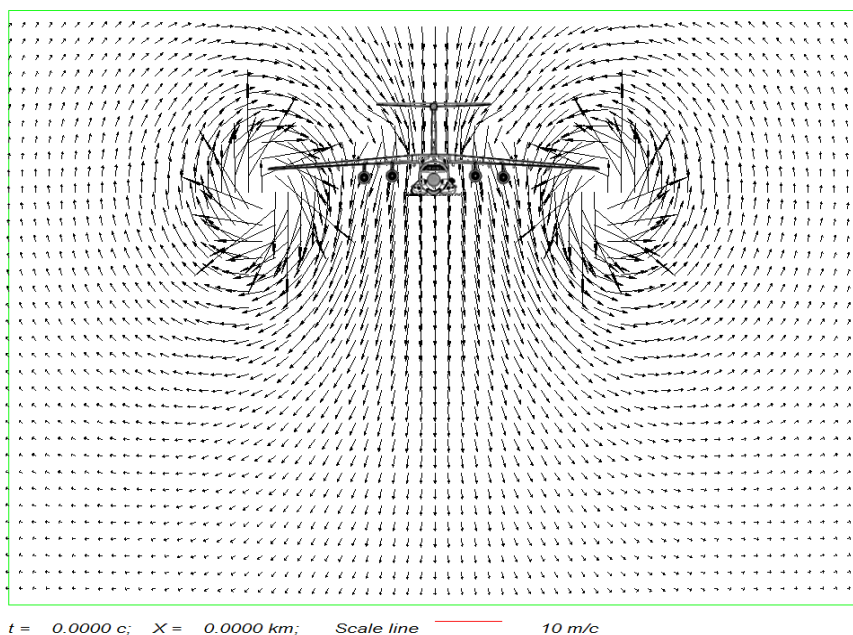
Рис. 1. Блок-схема расчётно-программного комплекса

Суть методики в следующем. Вначале из условия балансировки в горизонтальном полете или при взлете (снижении) общая циркуляция  $\Gamma$  перераспределяется между крылом+закрылок и стабилизатором. Для этого из условия балансировки от общей подъемной силы  $Y_a$  определяется доля подъемной силы, приходящая на крыло+закрылок  $Y_{кр}$  и доля подъемной силы, приходящая на стабилизатор  $Y_{ст}$ . В соответствии с этими долями распределяется и циркуляция  $\Gamma$ . Получаем циркуляцию на крыле+закрылок  $\Gamma_k + \Gamma_z$  и на стабилизаторе  $\Gamma_c$ . Далее, если это взлет или посадка, идет дальнейшее перераспределение циркуляции. На этот раз между крылом и закрылком, подробности в [2]. После этого данные из математической модели ближнего следа через преобразование на контрольной плоскости (КП) поступают в математическую модель дальнего следа, (рис. 1). В основе математической модели дальнего следа лежат уравнения Гельмгольца [2]. Точное их решение позволяет получить формулы для скоростей, в которых производится учет диффузии и диссипации вихрей. Учет поверхности земли в математической модели дальнего вихревого следа производится классически, т.е. за счет введения зеркально отраженных относительно земной поверхности вихрей [3, 5 – 8]. 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. В разработанной математической модели дальнего вихревого следа учет влияния осевой скорости производится за счет размещения в центре вихря стока, интенсивность которого находится по экспериментальным данным [9].

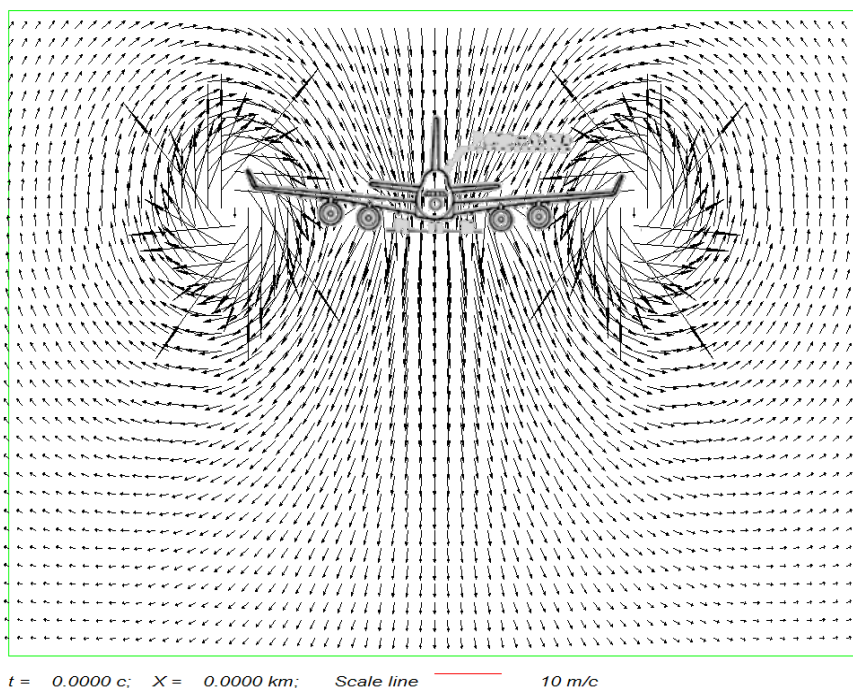
Расчет аэродинамических характеристик производится с помощью математической модели расчета аэродинамических характеристик самолета в вихревом следе. В основе этой математической модели лежит вихревой метод [3, 5 – 8]. Задача решается в нелинейной стационарной постановке. В качестве гидродинамических особенностей используются замкнутые вихревые рамки. Их циркуляция находится из условия непротекания потока в контрольных точках. При этом скорости в контрольных точках рассчитываются с учетом возмущений от самолета-заправщика. Пелена за заправляемым самолетом выстраивается также с учетом внешних возмущений. Нагрузки рассчитываются по теореме Н.Е. Жуковского "в малом", но тангенциальная составляющая скорости рассчитывается с учетом возмущений от самолета-заправщика [4].

## РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА

С помощью данного расчетно-программного комплекса были выполнены расчеты характеристик вихревого следа за самолетами-заправщиками Ил-78 и Ил-96-400Т. На рис. 2 представлены поля возмущенных скоростей за самолетом Ил-78, летящем на высоте  $H = 6000$  м со скоростью  $V = 550$  км/ч в сечении перпендикулярном вектору скорости полета самолета на расстоянии  $X = 20$  м, т.е. в зоне заправки. На рис. 3. аналогичные поля представлены за перспективным самолетом-заправщиком Ил-96-400Т.



**Рис. 2.** Поле возмущённых скоростей за самолётом Ил-78,  $X = 20$  м,  $H = 6000$  м,  $V = 550$  км/ч, состояние атмосферы – нейтральное



**Рис. 3.** Поле возмущённых скоростей за самолётом Ил-96-400Т,  $X = 20$  м,  $H = 6000$  м,  $V = 550$  км/ч, состояние атмосферы - нейтральное

Контуры самолетов представлены в масштабе относительно вихревых следов. Внизу рисунков показан масштаб векторов скоростей. Видно, что масштаб один и тот же, а это значит можно сравнить значения абсолютных величин скоростей за самолетами-заправщиками. В расчетах полетный вес самолета Ил-78 составлял  $G = 170$  т, а самолета Ил-96-400Т –  $G = 270$  т. Видно, что в зоне заправки находятся два мощных крыльевых вихря и два вихря, сошедших со стабилизатора. Вихри за самолетом Ил-96-400Т более мощные, чем за Ил-78, но при расположении при дозаправке заправляемого самолета под самолетом-заправщиком эти вихри не окажут существенного влияния на заправку в воздухе.

С помощью этого же расчетно-программного комплекса были выполнены расчеты аэродинамических характеристик заправляемого самолета МС-21-400 в вихревом следе самолетов-заправщиков Ил-78 и Ил-96-400Т.

На рис. 4 и 5 представлены зависимости изменения приращения коэффициента момента крена самолета МС-21-400 вдоль координаты  $Z$  в вихревом следе заправщиков Ил-78 и Ил-96-400Т на расстоянии  $X = 20$  м и при различных понижениях  $X = 0$  и  $X = -4$  м.

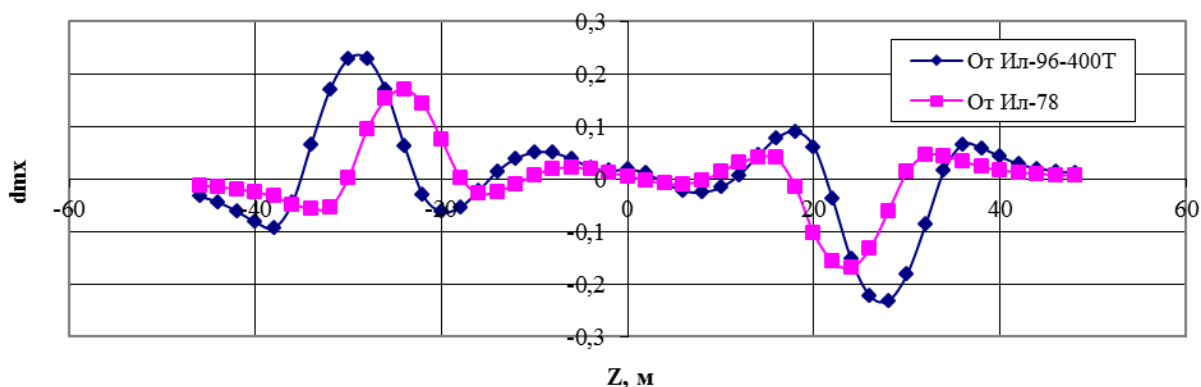


Рис. 4. Изменение приращения коэффициента момента крена на самолёте МС-21-400 при дозаправке в воздухе ( $X = 20$  м,  $Y = 0$ )

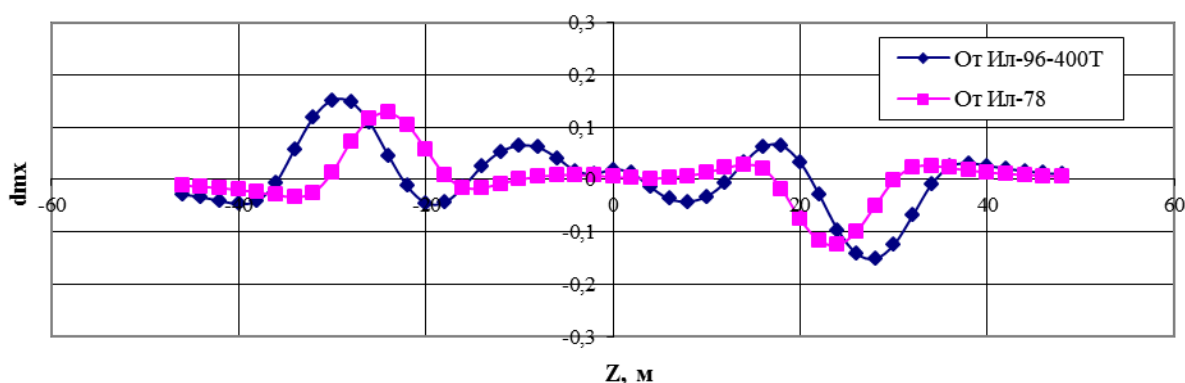


Рис. 5. Изменение приращения коэффициента момента крена на самолёте МС-21-400 при дозаправке в воздухе ( $X = 20$  м,  $Y = -4$  м)

На рис. 6 и 7 представлены зависимости изменения приращения коэффициента подъемной силы самолета МС-21-400 также вдоль координаты  $Z$  в вихревом следе заправщиков Ил-78 и Ил-96-400Т на расстоянии  $X = 20$  м и при различных понижениях  $X = 0$  и  $X = -4$  м.

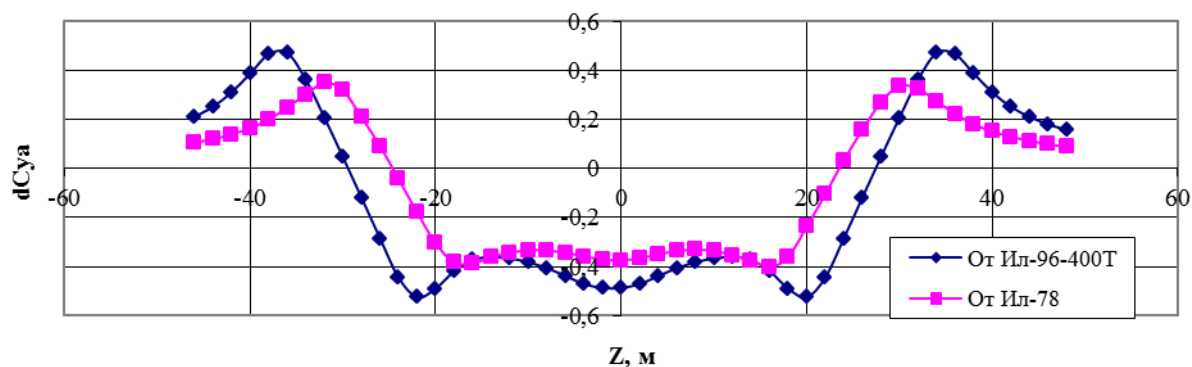


Рис. 6. Изменение приращения коэффициента подъемной силы на самолёте MC-21-400 при дозаправке в воздухе ( $X = 20$  м,  $Y = 0$ )

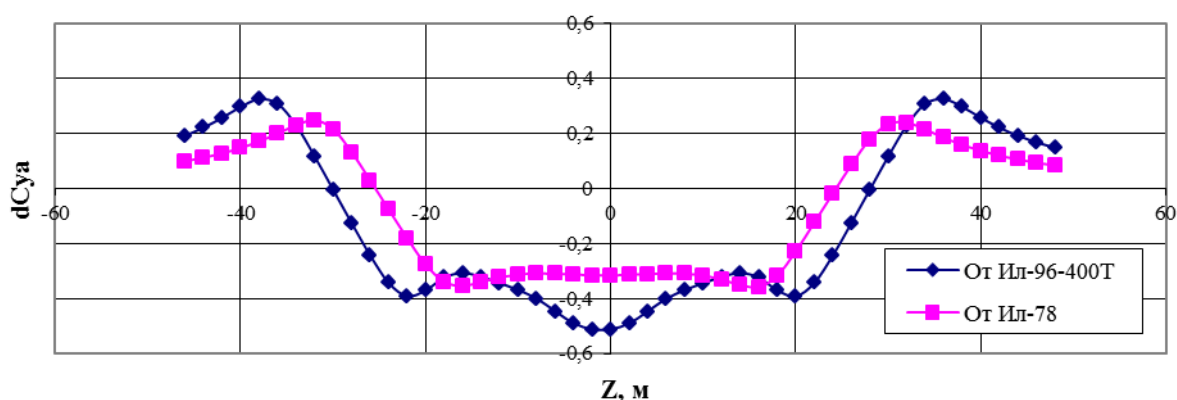


Рис. 7. Изменение приращения коэффициента подъемной силы на самолёте MC-21-400 при дозаправке в воздухе ( $X = 20$  м,  $Y = -4$  м)

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ аэродинамических характеристик самолета MC-21-400 в вихревом следе самолетов Ил-78 и Ил-96-400Т показывает, что возникающие на заправляемом самолете силы и моменты могут парироваться органами управления даже если заправляемый самолет окажется на одной высоте с самолетом-заправщиком, т.е. в зоне воздействия крыльевых вихрей.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Желанников А.И., Замятин А.Н. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2015614783 "Расчетно-программный комплекс для системы вихревой безопасности", 2015.
2. Желанников А.И. Особенности распространения вихревого следа за воздушными судами на режимах взлета и посадки при наличии бокового ветра. // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. № 223. С. 5-11.
3. Аубакиров Т.О., Желанников А.И., Иванов П.Е., Ништ М.И. Спутные следы и их воздействие на летательные аппараты. Моделирование на ЭВМ. – Алматы. 1999. – 230 с.
4. Гиневский А.С., Желанников А.И. Вихревые следы самолетов. – М.: Физматлит, 2008. – 170 с.
5. Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И., Ништ М.И. Нелинейная теория крыла и ее приложения. – Алматы: Гылым, 1997. – 448 с.
6. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. – М.: Наука, 1978. – 277 с.

7. Белоцерковский С.М., Гиневский А.С. Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей. – М.: Физматлит, 1995. – 368 с.

8. Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Вихревой след самолета в турбулентной атмосфере.// Труды ЦАГИ. 2006. Вып. 2667. – 155 с.

9. Аубакиров Т.О., Дедеш В.Т., Желанников А.И., Замятин А.Н. Моделирование взаимодействия конденсационного и вихревого следов за воздушными судами // Научный вестник МГТУ ГА. 2015. № 212. С. 5-10.

## POSSIBILITY OF CIVIL AIRCRAFT IN-FLIGHT REFUELING

Zhelannikov A.I., Zamyatin A. N.

With application of the developed calculation-software package there were conducted the researches, demonstrating the possibility of in-flight refueling of civil aircraft. As a flying tanker there were chosen tanker aircraft Ilyushin-78 which is currently operated and a perspective tanker on the basis of Ilyushin-96-400T aircraft. Perspective aircraft MC-21-400 was chosen as an aircraft to be refueled.

**Key words:** vortex wake, aircraft, refueling in the air, the aerodynamic characteristics.

### REFERENCES

1. Zhelannikov A.I., Zamyatin A.N. Svidetel'stvo o gosudarstvennoy registracii programmi dlya EhVM №2015614783 "Raschetno-programmniy kompleks dlya sistem vikhrevoy bezopasnosti" [Certificate of state registration of the computer software "The calculation-software package for system of vortex safety"] 2015.

2. Zhelannikov A.I. Osobennosti rasprostraneniya vikhrevogo sleda za vozdushnimi sudami na rezhimakh vzleta i posadki pri nalichii bokovogo vetra [Features of spread of vortex wake behind aircraft at takeoff and landing, if crosswinds. Scientific Bulletin MSTUCA]. Moscow. Nauchniy vestnik MGTU GA. 2016. № 223. PP. 5 – 11. (In Russian)

3. Aubakirov T.O., Zhelannikov A.I., Ivanov P.E., Nisht M.I. Sputnihe sledih i ikh vozdeystvie na letatel'nihe apparatih. Modelirovanie na EhVM [Co-current traces and their impact on aircraft. Modeling on the computer]. Almaty. 1999. 230 p. (In Russian)

4. Ginevskiy A.S., Zhelannikov A.I. Vihreviye sledih samoletov [Vortex traces of planes]. Moscow. Fizmatlit, 2008. 170 p. (In Russian)

5. Aubakirov T.O., Belocerkovskiy S.M., Zhelannikov A.I., Nisht M.I. Nelineynaya teoriya krihla i ee prilozheniya [Non-linear wing theory and its applications]. Almaty. Gihlim. 1997. 448 p. (In Russian)

6. Belocerkovskiy S.M., Nisht M.I. Otrihvnoe i bezotrihivnoe obtekanie tonkikh krihljev ideal'noy zhidkost'yu [Separated and unrepeated flow past thin wings of perfect fluid]. Moscow. Nauka. 1978. 277 p. (In Russian)

7. Belocerkovskiy S.M., Ginevskiy A.S. Modelirovanie turbulentnykh struy i sledov na osnove metoda diskretnykh vikhrey [Simulation of turbulent jets and traces based on the method of discrete vortices]. Moscow. Fizmatlit. 1995, 368 p. (In Russian)

8. Vihshinskiy V.V., Sudakov G.G. Vihrevoy sled samoleta v turbulentnoy atmosfere [Vortex trail of a plane in turbulent atmosphere. Proceedings of CAHI]. Moscow. Trudih CAGI, vihp. 2667, 2006, 155 p. (In Russian)

9. Aubakirov T.O., Dedesh V.T., Zhelannikov A.I., Zamyatin A.N. Modelirovanie vzaimodeystviya kondensacionnogo i vikhrevogo sledov za vozdushnimi sudami [Modeling the interaction of condensation and vortex wakes behind aircraft. Scientific Bulletin MSTUCA]. Moscow. Nauchniy vestnik MGTU GA. 2015. № 212. PP. 5 – 10. (In Russian)

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

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

**Замятин Андрей Николаевич**, 1949 г.р., окончил МФТИ (1973), кандидат технических наук, заместитель начальника НИО-2 ЛИИ им. М.М. Громова, старший научный сотрудник, автор более 90 научных трудов, область научных интересов – аэрогидродинамика, вихревые и конденсационные следы, проблемы экологии, аэродинамическая совместимость летательных аппаратов корабельного базирования и авианесущих кораблей, электронный адрес: frizamyatin@mail.ru.