

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 Γ_k , стабилизатора Γ_c и закрылков Γ_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 ρ – 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 Γ перераспределяется между крылом, закрылком и стабилизатором.

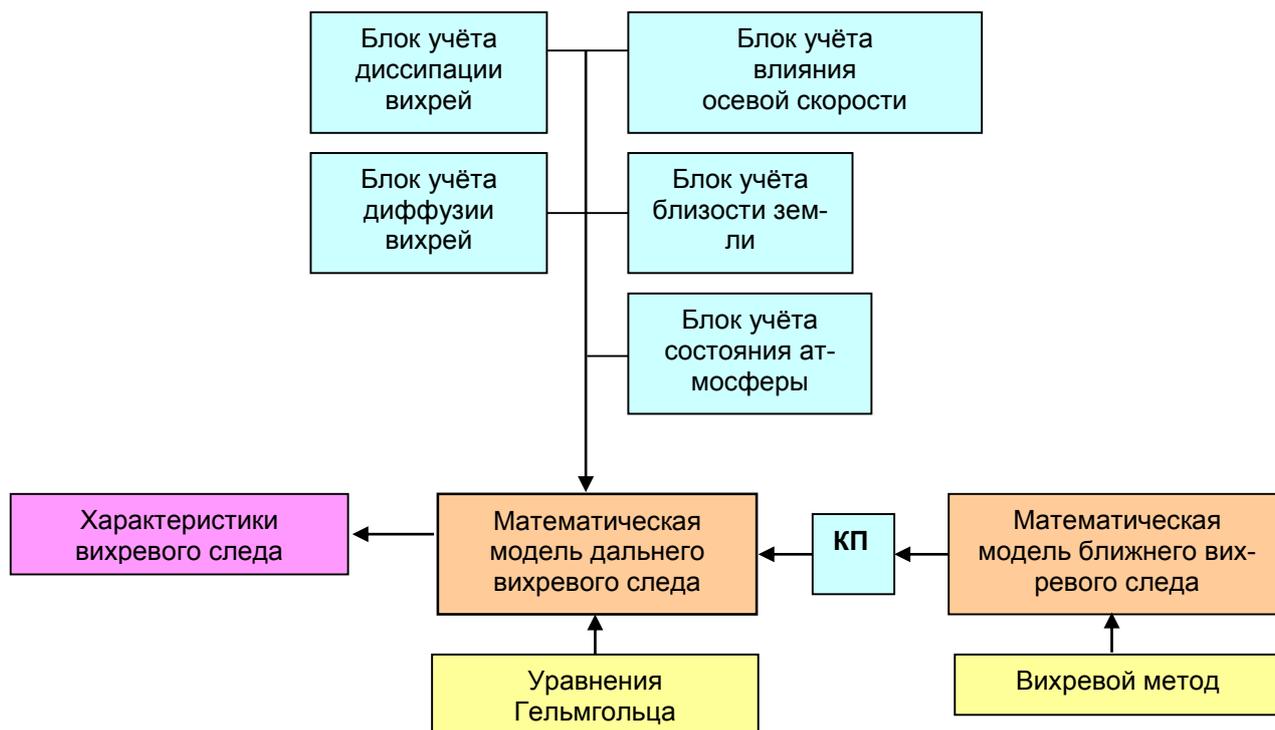


Рис. 1. Блок-схема расчётно-программного комплекса

Суть методики в следующем. Вначале из условия балансировки в горизонтальном полете или при взлете (снижении) общая циркуляция Γ 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 Γ . Получаем циркуляцию на крыле+закрылок $\Gamma_k + \Gamma_z$ и на стабилизаторе Γ_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.

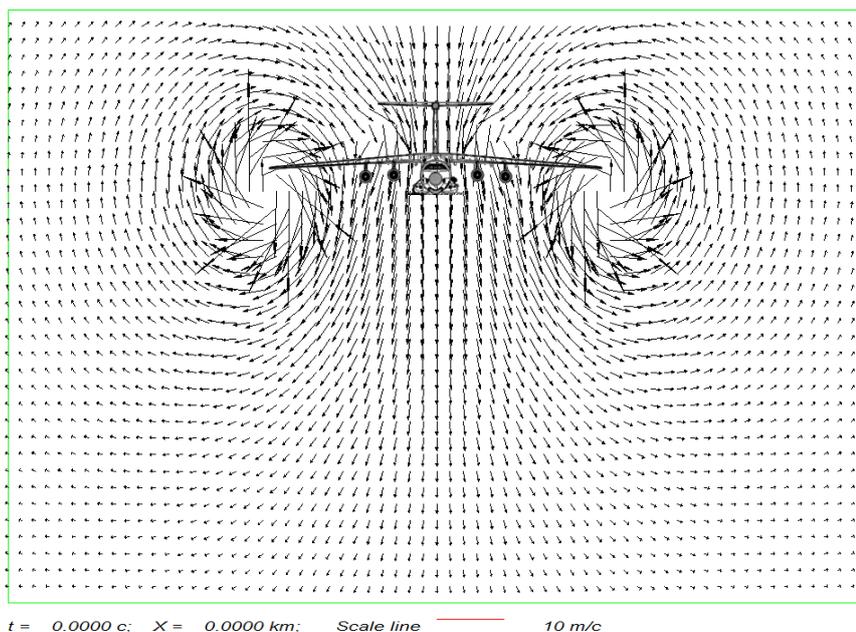


Рис. 2. Поле возмущённых скоростей за самолётом Ил-78, $X = 20$ м, $H = 6000$ м, $V = 550$ км/ч, состояние атмосферы – нейтральное

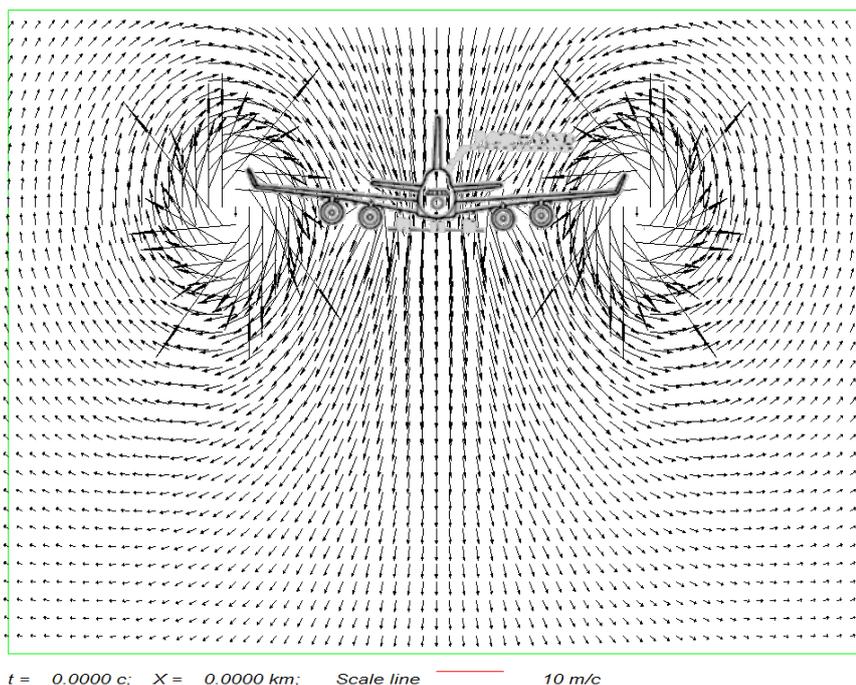


Рис. 3. Поле возмущённых скоростей за самолётом Ил-96-400Т, $X = 20$ м, $H = 6000$ м, $V = 550$ км/ч, состояние атмосферы - нейтральное

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.

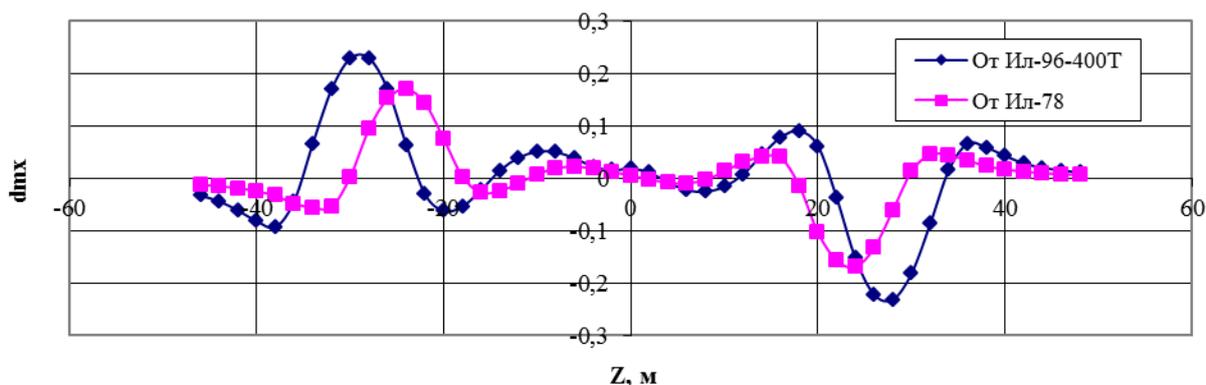


Рис. 4. Изменение приращения коэффициента момента крена на самолёте МС-21-400 при дозаправке в воздухе ($X = 20$ м, $Y = 0$)

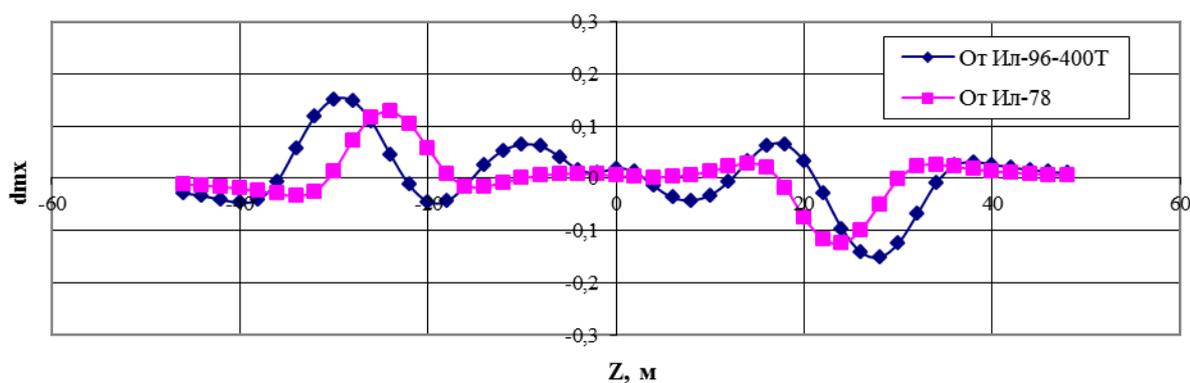


Рис. 5. Изменение приращения коэффициента момента крена на самолёте МС-21-400 при дозаправке в воздухе ($X = 20$ м, $Y = -4$ м)

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.

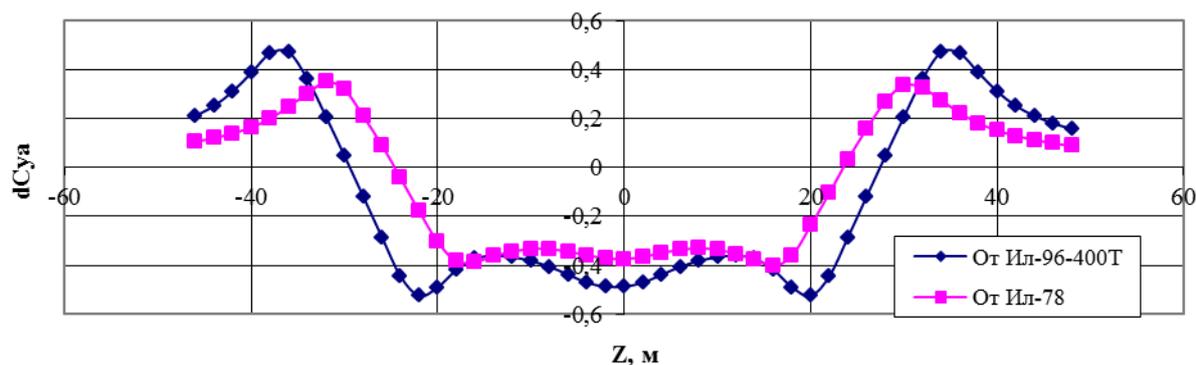


Рис. 6. Изменение приращения коэффициента подъемной силы на самолёте MC-21-400 при дозаправке в воздухе ($X = 20$ м, $Y = 0$)

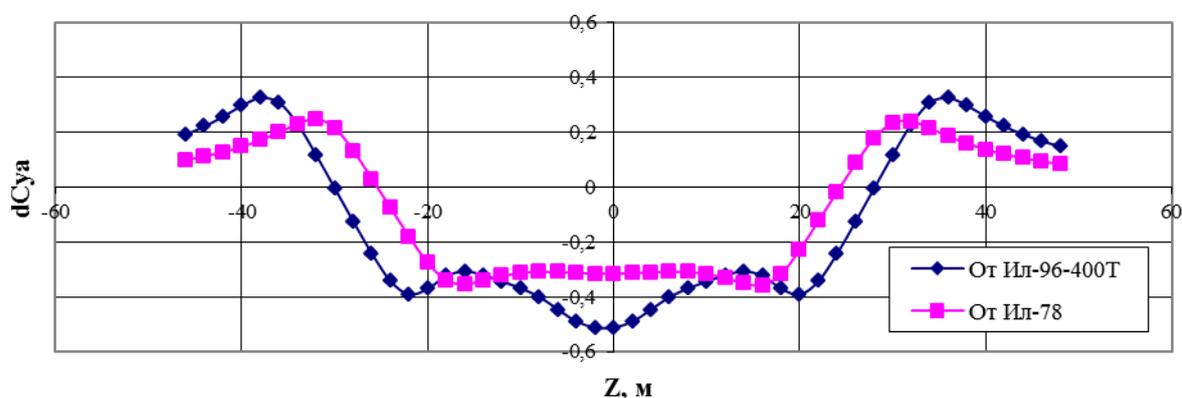


Рис. 7. Изменение приращения коэффициента подъемной силы на самолёте MC-21-400 при дозаправке в воздухе ($X = 20$ м, $Y = -4$ м)

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 turbulentnikh struy i sledov na osnove metoda diskretnikh 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.