

УДК 532.5

## К ИССЛЕДОВАНИЮ ХАРАКТЕРИСТИК ВИХРЕВОГО СЛЕДА ЗА САМОЛЕТОМ А-380 НА РЕЖИМАХ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ

А.И. ЖЕЛАННИКОВ<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,  
г. Жуковский, Россия

С каждым годом в гражданской авиации гражданской авиации появляются все новые воздушные суда, в том числе и большой взлетной массой. В настоящее время в эксплуатации гражданской авиации появился широкофюзеляжный самолет А-380, взлетная масса которого составляет до 560 т. Вихревой след за таким самолетом представляет реальную угрозу для других, летящих следом, самолетов. Особенно такой след опасен на режимах взлета и посадки при наличии слабого бокового ветра. В данной статье с помощью разработанного специального расчетно-программного комплекса были выполнены исследования характеристик вихревого следа за самолетом А-380 на режимах взлета и посадки. Расчетно-программный комплекс включает в себя две математические модели: математическую модель ближнего вихревого следа и математическую модель дальнего вихревого следа. Эти математические модели базируются на вихревом методе. Математическая модель ближнего вихревого следа построена на основе аналитико-экспериментального подхода. На крейсерских режимах полета это четырехвихревая система вихревого следа, а на режимах взлета и посадки – шести- или восьмивихревая система. Математическая модель дальнего вихревого следа базируется на точном решении уравнений Гельмгольца. Это позволяет учесть диффузию и диссипацию вихря с течением времени. Влияние осевой скорости в математической модели дальнего вихревого следа учитывается путем размещения в центре вихря стока. Его интенсивность находится из экспериментальных данных. Были рассчитаны поля возмущенных скоростей за самолетом А-380. Представлены поля возмущенных скоростей при наличии слабого бокового ветра  $0,5 \div 1,5$  м/с в различные моменты времени. Показаны моменты зависания крыльевых вихрей самолета А-380 над центром взлетно-посадочной полосы. Выполнен расчет аэродинамических характеристик самолета МС-21-400 в вихревом следе самолета А-380. Показано, что при попадании самолета МС-21-400 в центр крыльевого вихря возникающие моменты крена не парируются.

**Ключевые слова:** вихревой след, режимы взлета и посадки, боковой ветер, аэродинамические характеристики.

### ВВЕДЕНИЕ

Известно, что за летящими самолетами образуется вихревой след [1–6]. Этот след представляет собой поля возмущенных скоростей и давлений. Особенно опасен вихревой след за самолетами с большой взлетной массой, а также на режимах взлета и посадки. При наличии бокового ветра  $W$  при взлете или посадке воздушных судов возникают условия, при которых крыльевой вихрь самолета может «зависать» над центром взлетно-посадочной полосы (ВПП) [4, 7]. Это связано с тем, что возникающие при полете самолетов концевые вихри опускаются вниз, а под влиянием земли расходятся в стороны [1, 4, 5, 6]. Скорость расхождения вихрей может совпадать со скоростью бокового ветра. Тогда возникают условия для «зависания» вихря. В работе [7] показано, что процесс «зависания» вихрей в большей степени зависит от взлетной массы воздушного судна и скорости бокового ветра. При этом опасными являются небольшие скорости бокового ветра, порядка  $1 \div 3$  м/с в зависимости от взлетной массы самолета. В данной статье в качестве объекта исследования вихревого следа выбран самолет А-380 как наиболее опасный с точки зрения создания вихревого следа. В качестве объекта, попавшего в вихревой след, выбран перспективный самолет МС-21-400.

С помощью разработанного расчетно-программного комплекса [8], блок-схема которого представлена на рис. 1, были выполнены расчеты характеристик вихревого следа за самолетом А-380 при наличии слабого бокового ветра  $0,5 \div 1,5$  м/с. Выполнен также расчет аэродинамических характеристик самолета МС-21-400 в вихревом следе самолета А-380. Показано, что при попадании самолета МС-21-400 в центр крыльевого вихря возникающие моменты крена не па-

рируются. Это представляет реальную опасность и для других, летящих следом за самолетом А-380, воздушных судов.

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

Основу расчетно-программного комплекса [8], который более подробно описан в статье [7], составляют математическая модель ближнего вихревого следа и математическая модель дальнего вихревого следа [1, 4, 5, 9]. Математическая модель ближнего вихревого следа базируется на вихревом методе [10], основы которого заложил еще профессор Н.Е. Жуковский. В разработанном комплексе используется экспериментально-аналитический подход к построению расчетной вихревой схемы [11]. П-образные вихри моделируют сход вихрей с концов крыла  $\Gamma_K$ , стабилизатора  $\Gamma_C$  и закрылков  $\Gamma_3$ . Их общая циркуляция, в соответствии с теоремой Стокса, равна

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

и определяется из теоремы Н.Е. Жуковского и равенства подъемной силы  $Y_a$  и полетного веса 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 [7], общая циркуляция  $\Gamma$  перераспределяется между крылом, закрылком и стабилизатором. 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 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  $\Gamma_K + \Gamma_3$  и на стабилизаторе  $\Gamma_C$ . После, если это взлет или посадка, идет дальнейшее перераспределение циркуляции. На этот раз между крылом и закрылком [7]. 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 [7]. 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 [1, 9, 10]. 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 [11].

Расчет аэродинамических характеристик производится с помощью математической модели расчета аэродинамических характеристик самолета в вихревом следе. В основе этой математической модели лежит также вихревой метод [1, 9, 10]. 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 са-

молета – генератора вихрей. Пелена за исследуемым самолетом выстраивается также с учетом внешних возмущений. Нагрузки рассчитываются по теореме Н.Е. Жуковского «в малом», но тангенциальная составляющая скорости рассчитывается также с учетом возмущений от самолета – генератора вихрей [4, 5].

Блок-схема расчётно-программного комплекса

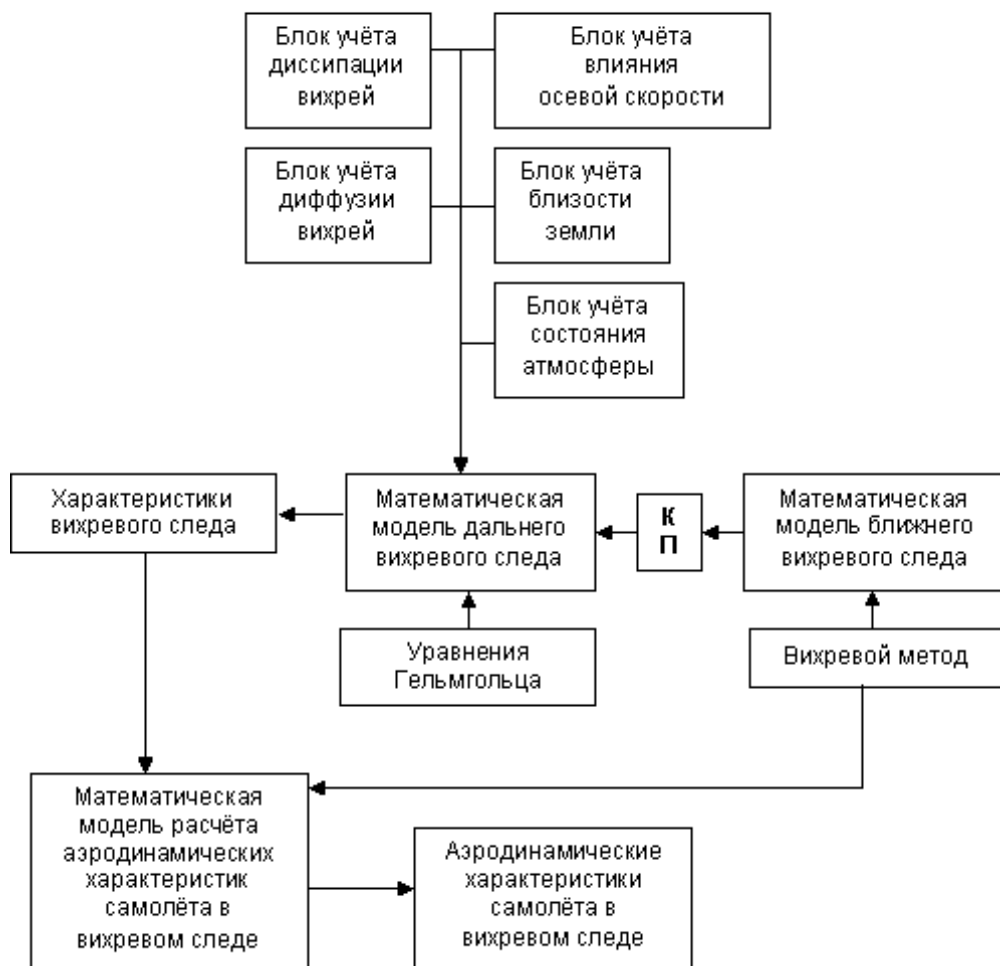


Рис. 1. Блок-схема расчетно-программного комплекса  
Fig.1. Flow chart of the computation algorithm

## РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТА

С помощью данного расчетно-программного комплекса были выполнены расчеты характеристик вихревого следа за самолетом А-380. На рис. 2 представлены поля возмущенных скоростей за самолетом А-380, пролетевшем в контрольном сечении на высоте  $H = 40$  м со скоростью  $V = 450$  км/час. Это сечение расположено перпендикулярно вектору скорости полета самолета и показано через 1 минуту после его пролета, т. е. когда самолет удалился на расстояние  $X = 7,5$  км. Хорошо видны вихри, сходящие с крыла и стабилизатора. Контуры самолетов А-380 и МС-21-400 представлены в масштабе относительно вихревых следов. В расчетах полетный вес самолета А-380 составлял  $G = 560$  тс. Видим, что по истечении 60 с самолет удалился от расчетного сечения на расстояние 7,5 км, а в расчетном сечении находятся два вихря, сошедших с правых половин крыла и стабилизатора. Вихрь, сошедший с крыла, «завис» над центром ВПП. В работе [7] показано, что этот вихрь может находиться над центром ВПП до 1 минуты и представлять опасность для других самолетов. Поэтому в данной статье также выполнена оцен-

ка по влиянию вихревого следа за самолетом А-380 на попавший в этот след самолет МС-21-400.

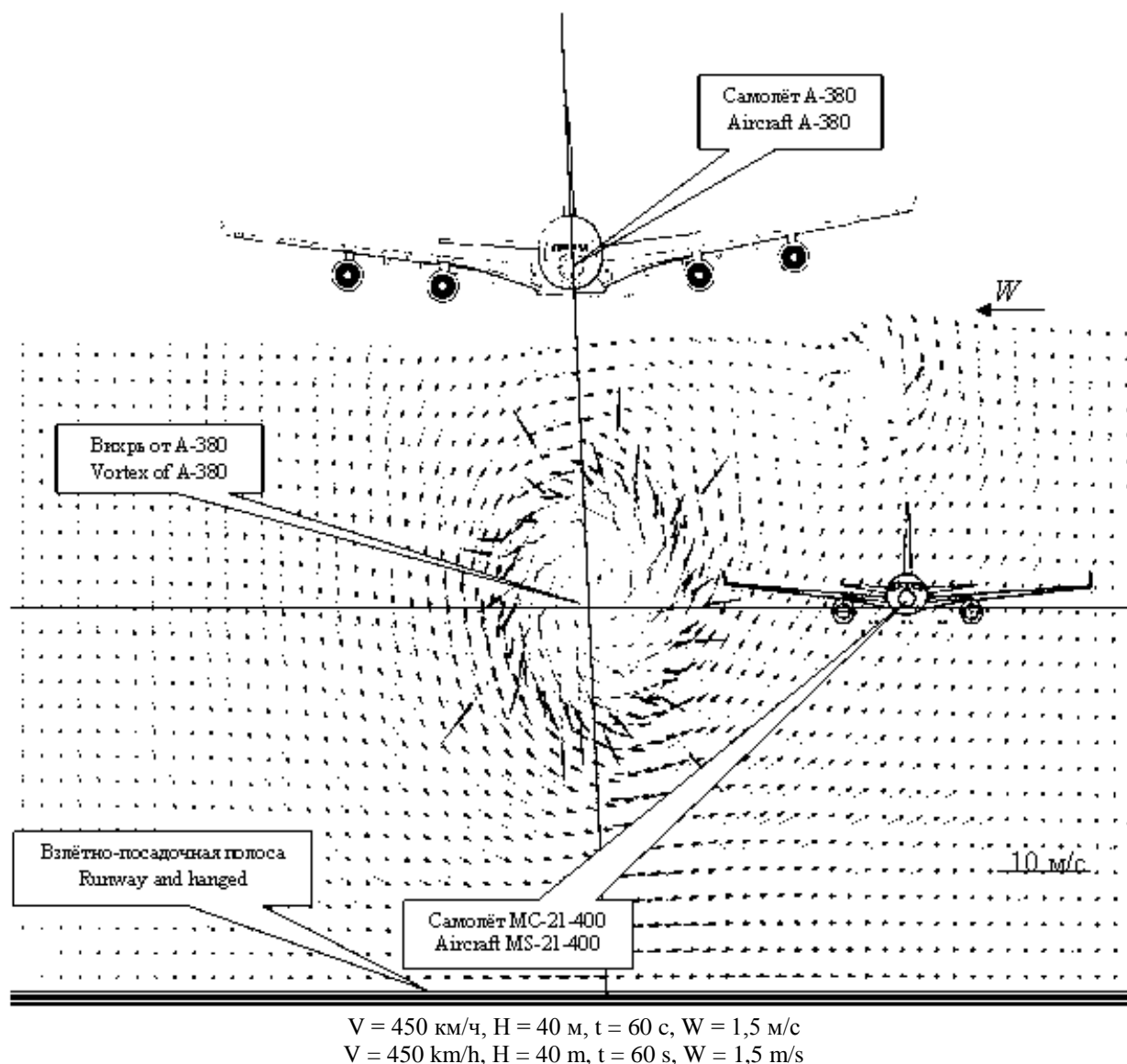


Рис. 2. Вихревой след за самолетом А-380 при наличии бокового ветра  
Fig. 2. Wake vortex behind A-380 at crosswind

Расчет аэродинамических характеристик самолета МС-21-400 в вихревом следе самолета А-380 проводился с помощью этого же расчетно-программного комплекса. В данной статье приводится только изменение приращения за счет вихревого следа коэффициента момента крена как наиболее критичного для данной ситуации. Скорость самолета МС-21-400 составляла 350 км/час.

На рис. 3 представлены зависимости изменения приращения коэффициента момента крена самолета МС-21-400 вдоль координаты Z в вихревом следе А-380 на расстоянии  $X = 7,5 \text{ км}$ , т. е. через 1 минуту после пролета контрольного сечения самолетом А-380 и при различных понижениях относительно центра вихря  $X = 0 \text{ м}; -4 \text{ м}; +4 \text{ м}$ . Видим, что при попадании самолета МС-21-400 в центр крыльевого вихря самолета А-380 и даже выше или ниже на 4 м на нем возникают значительные моменты крена, которые не могут парироваться с помощью элеронов. Располагаемые моменты от элеронов показаны на рис. 3 штриховыми линиями, и они не достаточны, чтобы парировать возникающие моменты крена.

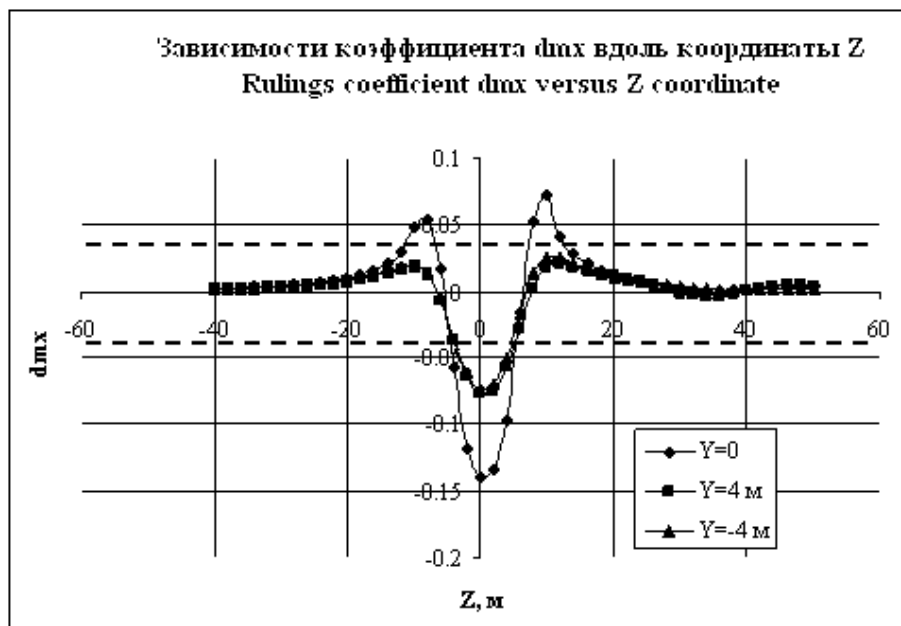


Рис. 3. Зависимости коэффициента  $dmx$  вдоль координаты  $Z$   
Fig. 3. Coefficient  $dmx$  along  $Z$  coordinate

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Анализ аэродинамических характеристик самолета МС-21-400 в вихревом следе самолета А-380 показывает, что при попадании МС-21-400 в вихревой след А-380 возникающий на самолете момент крена не парируется органами управления. Как показывают результаты расчета положения вихревого следа за А-380 на режимах взлета или посадки при наличии слабого бокового ветра, вихри могут зависеть на ВПП и представлять реальную угрозу для других взлетающих или идущих на посадку воздушных судов.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Спутные следы и их воздействие на летательные аппараты. Моделирование на ЭВМ / Т.О. Аубакиров, А.И. Желанников, П.Е. Иванов, М.И. Ништ. Алматы, 1999. 230 с.
2. Белоцерковский С.М., Гиневский А.С. Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей. М.: Физматлит, 1995. 368 с.
3. Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Вихревой след самолета в турбулентной атмосфере // Труды ЦАГИ. 2006. Вып. 2667. 155 с.
4. Гиневский А.С., Желанников А.И. Вихревые следы самолетов. М.: Физматлит, 2008. 170 с.
5. Ginevsky A.S., Zhelannikov A.I. Vortex wakes of Aircrafts. – Springer-Verlag Berlin. Heidelberg. 2009. Ph. 154.
6. Grigorev M.A., Zhelannikov A.I., Zamyatin A.N., Rogozin V. Airflow visualization during research of Large Scale Vortex Flows. ICAS 2016, CONGRESS INFORMATION. 30<sup>th</sup> Congress of the International Council of the Aeronautical Science in Daejeon. Korea. September 2016. Ph. 1–7.
7. 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 (1). С. 5–11.
8. Желанников А.И., Замятин А.Н. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ №2015614783 «Расчетно-программный комплекс для системы вихревой безопасности». 2015.

9. Нелинейная теория крыла и ее приложения / Т.О. Аубакиров, С.М. Белоцерковский, А.И. Желанников, М.И. Ништ. Алматы: Гылым, 1997. 448 с.

10. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука. 1978. 380 с.

11. Моделирование взаимодействия конденсационного и вихревого следов за воздушными судами / Т.О. Аубакиров, В.Т. Дедеш, А.И. Желанников, А.Н. Замятин // Научный Вестник МГТУ ГА. Серия Аэромеханика и прочность. 2015. № 125 (1). С. 78 – 82.

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

**Желанников Александр Иванович**, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ЦАГИ, zhelannikov@yandex.ru.

## TO THE STUDY OF WAKE VORTEX BEHIND THE AIRBUS-380 CHARACTERISTICS AT TAKEOFF AND LANDING

Alexander I. Zhelannikov<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

### ABSTRACT

Every year new aircraft emerge in civil aviation (CA). The wide-body A-380 aircraft with a take-off weight of up to 560 t has come to operation recently. The wake vortex behind such plane poses a real threat for other planes. Such wake is especially dangerous during weak cross wind at take off and landing. Vortex wake behind the A 380 plane characteristics research using the developed computing software has been executed in this article. Design-software complex includes two mathematical models: the mathematical model of the close Wake vortex and the mathematical model of the distant Wake vortex. These mathematical models are based on the vortex method. A mathematical model of the close Wake vortex is based on the analytical-experimental approach. At cruising flight regimes it is a four vortex system Wake vortex, and at takeoff and landing regimes it is – six-or eight-vortex system. A mathematical model of the far Wake vortex is based on the exact solution of the Helmholtz equations. This allows taking into account the vortex diffusion and dissipation over time. The influence of the axial velocity in the mathematical model of the distant Wake vortex is given by placing it in the center of the vortex flow. Its intensity is found from the experimental data. Calculated fields are perturbed velocities for the A-380 aircraft. Fields of the indignant speeds at a light cross wind of 0.5 m/s ÷ 1.5 m/s in various time points are presented. The moments at which there is a wing vortex lag of the A-380 plane over very center are runway are shown. Calculation of aerodynamic characteristics of the MC-21-400 plane in the vortex trace of the A-380 plane is executed. It is shown when the MC-21-400 plane gets in to the center of a wings vortex, the arising moments of the roll are not parried.

**Key words:** wake vortex, takeoff and landing, crosswind, aerodynamic characteristics.

### REFERENCES

1. Aubakirov T.O., Zhelannikov A.I., Ivanov P.E., Nisht M.I. *Sputnye sledy i ikh vozdeistvie na letatel'nye apparaty. Modelirovanie na EVM* [Co-current traces and their impact on aircraft. Modeling on the computer]. Almaty: Gylym. 1999. 230 p. (in Russian)

2. Belotserkovsky S.M., Ginevsky A.S. *Modelirovanie turbulentnykh strui i sledov na osnove metoda diskretnykh vikhrei* [Simulation of turbulent jets and traces based on the method of discrete vortices]. Fizmatlit. Moscow. 1995. 368 p. (in Russian)

3. Vyshinsky V.V., Sudakov G.G. *Vikhrevoi sled samoleta v turbulentnoi atmosfere* [Vortex trail of a plane in turbulent atmosphere]. *Trudy TsAGI* [Papers of TsAGI], 2006, vol. 2667, 155 p. (in Russian)

4. Ginevsky A.S., Zhelannikov A.I. *Vikhrevye sledy samoletov* [Vortex wakes of Aircrafts]. Moscow. Fizmatlit. 2008. 170 p. (in Russian)

5. Ginevsky A.S., Zhelannikov A.I. Vortex wakes of Aircrafts. Springer-Verlag Berlin. Heidelberg. 2009. Ph. 154.
6. Grigorev M.A., Zhelannikov A.I., Zamyatin A.N., Rogozin V. Airflow visualization during research of Large Scale Vortex Flows. ICAS 2016, Congress information. 30<sup>th</sup> Congress of the International Council of the Aeronautical Science in Daejeon, Korea, September 2016. Ph. 1–7.
7. Zhelannikov A.I. *Osobennosti rasprostraneniya vikhrevogo sleda za vozdushnymi sudami na rezhimakh vzleta i posadki pri nalichii bokovogo vetra* [Peculiarities of propagation of vortex trail aircraft on takeoff and landing in the presence of side wind]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2016, no. 223 (1), pp. 5–11. (in Russian)
8. Zhelannikov A.I., Zamyatin A.N. *Svidetel'stvo o gosudarstvennoi registratsii programmy dlya EVM №2015614783 "Raschetno-programmnyi kompleks dlya sistemy vikhrevoi bezopasnosti"* [Design and software package for the system of vortex-Reva security. The certificate of state registration of program on computer no. 2015614783. 2015]. (in Russian)
9. Aubakirov T.O., Belotserkovsky S.M., Zhelannikov A.I., Nisht M.I. *Nelineinaya teoriya kryla i ee prilozheniya* [Non-linear wing theory and its applications]. Almaty. Gylym. 1997. 448 p. (in Russian)
10. Belotserkovsky S.M., Nisht M.I. *Otryvnoe i bezotryvnoe obtekanie tonkikh kryl'ev ideal'noi zhidkost'yu* [Separated and unseparated flow over thin wings of perfect fluid]. Moscow. Nauka. 1978. 277 p. (in Russian)
11. Aubakirov T.O., Dedes V.T., Zhelannikov A.I., and Zamyatin A.N. *Modelirovanie vzaimodeistviya kondensatsionnogo i vikhrevogo sledov za vozdushnymi sudami* [Modeling the interaction of condensation and vortex wakes behind aircraft]. *Nauchnyi Vestnik MGTU GA* [Scientific Bulletin of MSTUCA], 2015, № 125 (1), pp. 78–82.

#### INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

**Zhelannikov Alexander Ivanovich**, Doctor of Science, Full Professor, Chief Research Fellow of Central Aerohydrodynamic Institute, zhelannikov@yandex.ru.