

УДК 629.7.016:533.68  
DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-1-23-31

## ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВИХРЕВОГО СЛЕДА ЗА САМОЛЕТОМ А380 НА ВОЗДУШНЫЕ СУДА КЛАССА МС-21

А.И. ЖЕЛАННИКОВ<sup>1</sup>

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

Работа посвящена проблеме безопасного полета в условиях вихревой опасности. За летящими воздушными судами всегда образуется вихревой след. Этот след невидим для других, летящих за ними самолетов. Поэтому попадание в вихревой след от впереди летящего самолета часто становится неожиданным и нередко приводит к летным инцидентам. Это подтверждает и статистика летных происшествий. С появлением в эксплуатации воздушных судов массой более 500 т проблема вихревой безопасности только обострилась. Дело в том, что продолжают работать прежние нормы, определяющие безопасные интервалы между летящими воздушными судами. В данной работе эти нормы приведены. Также показано, что даже при выполнении этих норм полет воздушного судна среднего класса на одном эшелоне с самолетом тяжелого класса небезопасен. Для исследования влияния вихревого следа от впереди летящего самолета был разработан специальный расчетно-программный комплекс, базирующийся на методе дискретных вихрей. Он прошел необходимую апробацию и государственную регистрацию. Был выполнен ряд мероприятий по валидации и верификации разработанного комплекса, подтверждающих работоспособность программ, входящих в него, и достоверность получаемых результатов. В статье с помощью данного расчетно-программного комплекса были выполнены исследования по влиянию вихревого следа за самолетом А380 на воздушные суда класса МС-21. Исследования были выполнены для различных высот и скоростей полета самолета А380 и для различных его полетных конфигураций. В качестве критерия безопасного полета самолета МС-21 был выбран возникающий на нем из-за попадания в вихревой след момент крена, в частности его коэффициент. Если коэффициент момента крена самолета МС-21 при попадании в вихревой след превышает располагаемый от элеронов, то такой полет считается опасным. Показаны дистанции за самолетом А380, ближе которых полет воздушных судов класса МС-21 небезопасен.

**Ключевые слова:** вихревой след, воздушное судно, момент крена, безопасный полет.

### ВВЕДЕНИЕ

За летящими самолетами всегда образуется вихревой след [1–3]. Этот след представляет большую опасность для других самолетов, попавших в этот след<sup>1</sup> [4–11]. Существуют нормы безопасных интервалов для воздушных судов, следующих друг за другом, определенные международной организацией гражданской авиации (ИКАО). В частности, в книге «Организация воздушного движения», издание шестнадцатое, 2016 года на странице 8.21 показано, что эти интервалы зависят от типа (класса) воздушного судна. Таблица 1 взята из этого издания. Орфография соблюдена.

Таблица 1  
Table 1

Следующее впереди воздушное судно	Следующее позади воздушное судно	Минимумы основанного на расстоянии эшелонирования, связанные с турбулентностью в следе
ТЯЖЕЛОЕ	ТЯЖЕЛОЕ	7,4 км (4,0 м. мили)
	СРЕДНЕЕ	9,3 км (5,0 м. мили)
	ЛЕГКОЕ	11,1 км (5,0 м. мили)
СРЕДНЕЕ	ЛЕГКОЕ	9,3 км (5,0 м. мили)

<sup>1</sup> Safety Information Bulletin EASA SIB №2017-10.

Тяжелым считается воздушное судно массой больше 75 тонн. Средним – массой от 10 до 75 тонн и легким – массой меньше 10 тонн. В некоторых случаях воздушные суда среднего класса условно делятся еще на два подкласса: 10–30 тонн и 30–75 тонн.

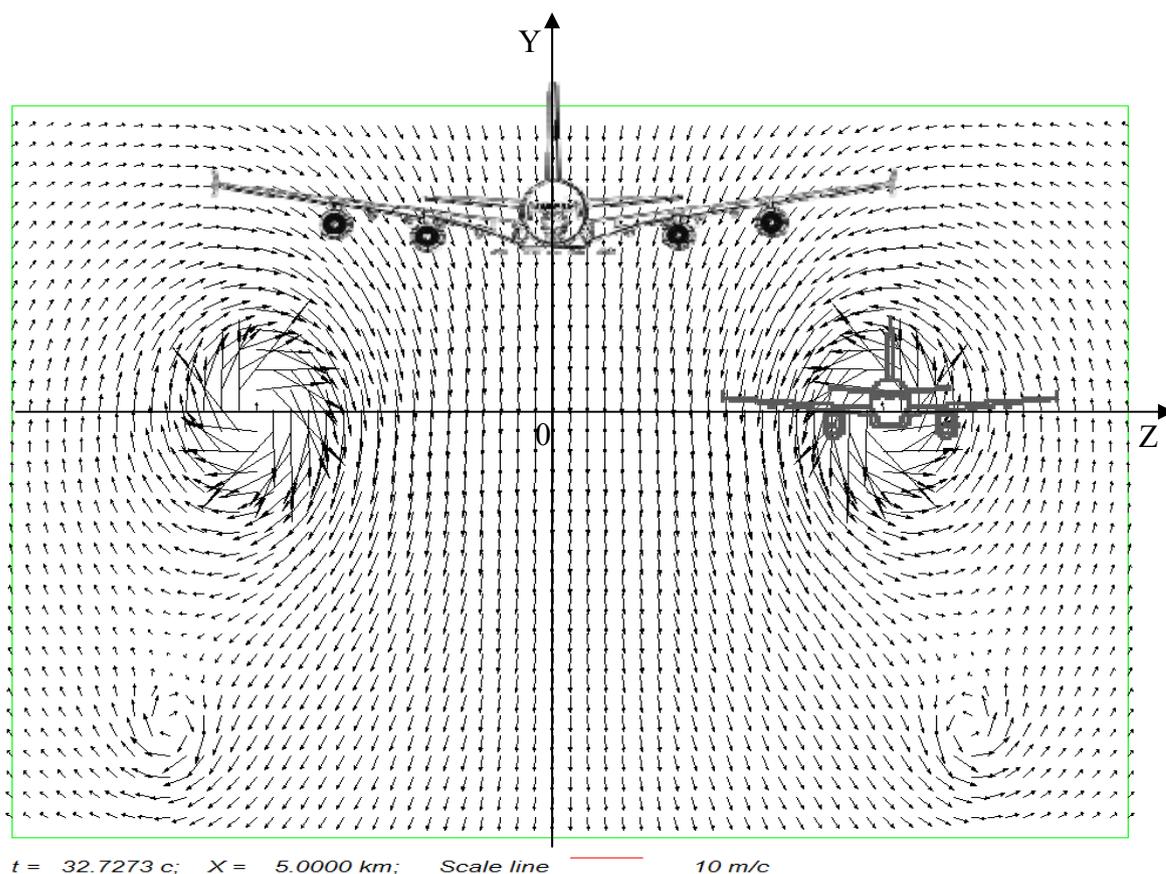
Там же сказано, что эти нормы носят рекомендательный характер, а это значит, что каждая страна может менять их по своему усмотрению. Как показал анализ работ в этом направлении, характеристики вихревого следа за самолетом зависят от многих факторов. Главными являются: полетная конфигурация и масса самолета, скорость и высота полета, состояние атмосферы (турбулентность, стратификация) и т. д.

В данной работе показано, как вихревой след распространяется за самолетом в конкретных условиях полета и как он влияет в этих условиях на другой самолет.

Исследовалось влияние вихревого следа за самолетом А380 на воздушные суда класса МС-21. Самолет А380 относится к тяжелым воздушным судам (в расчетах его масса равнялась 560 тонн), а самолет МС-21-200 относится к средним воздушным судам (в расчетах его масса равнялась 67,6 тонн).

### МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ

Исследования проводились с помощью расчетно-программного комплекса [11], основные положения и идеи которого описаны в монографиях [1, 12, 13]. Были выбраны три режима полета самолета А380 на высоте 100, 1000 и 10000 м. Скорость полета на высоте 100 м составила 350 км/ч, на высоте 1000 м – 550 км/ч и на высоте 10000 м – 850 км/ч.



$t = 32.7273$  с;  $X = 5.0000$  км; Scale line — 10 м/с

**Рис. 1.** Поле возмущенных скоростей за самолетом А380,  $X = 5$  км,  $H = 1000$  м,  $V = 550$  км/ч  
**Fig. 1.** Field of perturbed velocities behind the A380 aircraft,  $X = 5$  km,  $H = 1000$  m,  $V = 550$  km/h

Исследования проводились в два этапа. На первом этапе рассчитывались характеристики вихревого следа за самолетом А380, а на втором – аэродинамические характеристики самолета МС-21, попавшего в центр крыльевого вихря самолета А380. Характеристики вихревого следа за самолетом А380 рассчитывались с помощью расчетно-программного комплекса [11]. В данном случае интерес представляли поля возмущенных скоростей за воздушным судном (рис. 1). Здесь в качестве примера показано поле возмущенных скоростей за самолетом А380, летящим на высоте  $H = 1000$  м со скоростью  $V = 550$  км/ч на расстоянии  $X = 5$  км. Расчет аэродинамических характеристик самолета МС-21 в вихревом следе А380 проводился вдоль оси  $OZ$  с шагом  $\Delta Z = 2$  м. На рис. 1 все показано в одном масштабе.

Каждая стрелка на рис. 1 представляет суммарный вектор составляющих  $W_y$  и  $W_z$  скорости  $W$ . Составляющие  $W_y$  и  $W_z$  в произвольной точке в заданном сечении рассчитывались по формулам

$$W_{y^{(i)}} = \frac{\Gamma_{+i}}{2\pi} \frac{z - z_i}{(y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} \left[ 1 - e^{-\frac{(y - y_i)^2 + (z - z_i)^2}{4\nu}} \right],$$

$$W_{z^{(i)}} = \frac{\Gamma_{+i}}{2\pi} \frac{y - y_i}{(y - y_i)^2 + (z - z_i)^2} \left[ 1 - e^{-\frac{(y - y_i)^2 + (z - z_i)^2}{4\nu}} \right].$$

Здесь  $\Gamma_{+i}$  – циркуляция скорости крыльевых вихрей, сходящих с самолета А380,  $z_i$  и  $y_i$  – координаты вихрей,  $z$  и  $y$  – координаты точек расчета на контрольной плоскости,  $\nu$  – коэффициент кинематической вязкости. Расчет возмущенных скоростей по предложенным формулам позволяет учесть затухание вихрей за счет вязкости воздуха и турбулентности атмосферы.

Задача решалась в размерном виде, поэтому каждая стрелка на рис. 1 через масштабную шкалу внизу рисунка легко превращается в конкретное значение возмущенной скорости в м/с. Для удобства представления результатов расчета введена система координат  $ZOY$  (рис. 1). Ось  $OY$  направлена вверх и проходит через центр масс самолета А380, а ось  $OZ$  направлена вправо, связана с крыльевым вихрем и всегда проходит через его центр. По мере опускания крыльевых вихрей ось  $OZ$  также опускается вместе с ними.

Затем на заданном удалении от самолета – генератора вихрей А380 в «замороженное» поле возмущенных скоростей помещался самолет МС-21. Расчеты выполнялись методом дискретных вихрей, основные положения которого изложены в монографиях [12–13], а методика расчета аэродинамических характеристик самолета в вихревом следе изложена в монографии [1]. Задача решалась в нелинейной стационарной постановке. Для этого была выполнена схематизация самолета МС-21 (рис. 2). В качестве гидродинамических особенностей использовались замкнутые четырехугольные вихревые рамки [14]. Циркуляции вихревых рамок рассчитывались из условия непротекания несущих и управляющих поверхностей самолета. Для этого в центре каждой вихревой рамки располагалась контрольная точка. На кромках схода вихревой пелены выполнялось условие Чаплыгина – Жуковского – Кутта о конечности скоростей. На бесконечности выполнялось условие о затухании всех возмущений от самолета и его вихревого следа. Нагрузки вычислялись по теореме Жуковского в «малом» [13]. Возмущения от самолета – генератора вихрей учитывались следующим образом. При выполнении граничного условия в контрольных точках учитывалась возмущенная скорость от вихревого следа самолета А380. Кроме того, при вычислении нагрузок тангенциальная составляющая скорости, входящая в формулу Жуковского в «малом», также вычислялась с учетом возмущений от самолета А380. В качестве критерия, влияющего на безопасность полета самолета, попавшего в вихревой след, выбран ко-

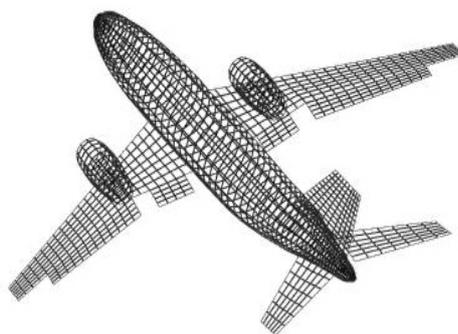


Рис. 2. Вихревая схема самолета MS-21  
Fig. 2. The vortex configuration of the MS-21 aircraft

эффицент момента крена  $m_x$ . Если его значение превышает располагаемый от элеронов, то такой полет небезопасен.

### РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

На рис. 3 показано изменение коэффициента момента крена  $m_x$  самолета MS-21 вдоль оси  $OZ$ , проходящей через центр вихря самолета A380, на удалении от него  $X = 5, 10, 15, 20$  и  $25$  км. При этом высота полета составляла  $H = 100$  м, скорость полета  $V = 350$  км/ч, механизация крыла A380 находилась в посадочном положении (выпущена).

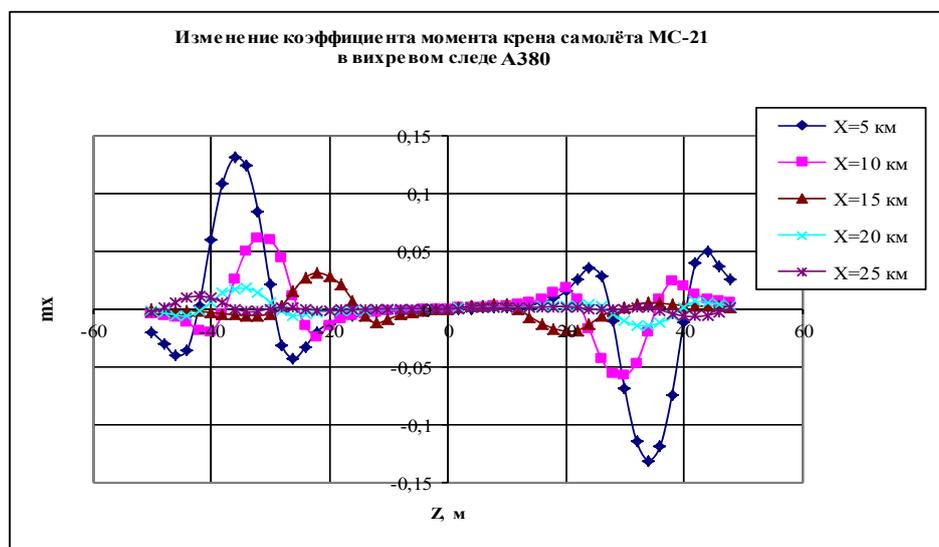


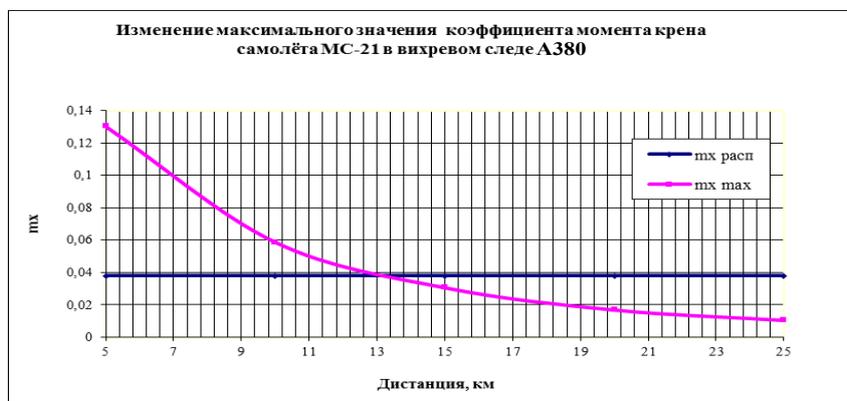
Рис. 3.  $H = 100$  м,  $V = 350$  км/ч, механизация A380 в посадочном положении  
Fig. 3.  $H = 100$  m,  $V = 350$  km/h, mechanization of the A380 in the landing position

Для того чтобы оценить опасность вихревого следа за A380 на MS-21, был построен график зависимости коэффициента максимального момента крена, возникающего на самолете MS-21 в зависимости от удаления от A380 (рис. 4). Здесь же приведен располагаемый от элеронов коэффициент момента крена.

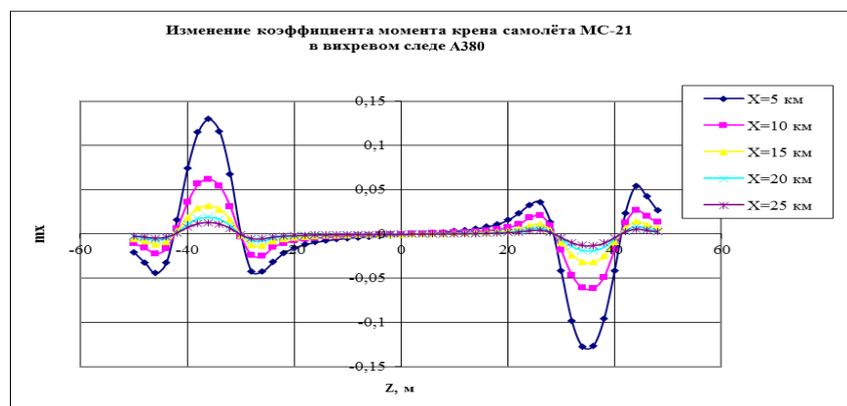
Видим, что только на удалении более 14 км становится возможным парирование возникающего на MS-21 момента крена.

Аналогичные результаты получены для других режимов полета. На рис. 5 показано изменение коэффициента момента крена  $m_x$  самолета MS-21 вдоль оси  $OZ$ , проходящей через центр вихря самолета A380, на удалении от него  $X = 5, 10, 15, 20$  и  $25$  км. При этом высота по-

лета составляла уже  $H = 1000$  м, скорость полета  $V = 550$  км/ч, механизация крыла А380 находилась в полетном положении (убрана).

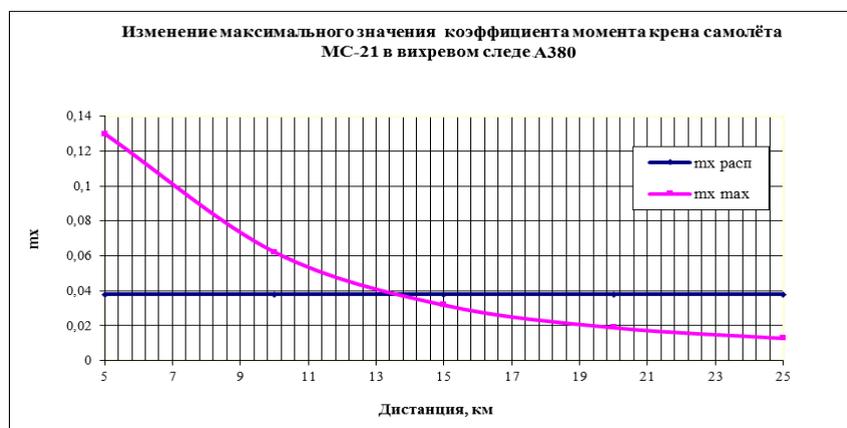


**Рис. 4.**  $H = 100$  м,  $V = 350$  км/ч, механизация А380 в посадочном положении  
**Fig. 4.**  $H = 100$  m,  $V = 350$  km/h, mechanization of the A380 in the landing position



**Рис. 5.**  $H = 1000$  м,  $V = 550$  км/ч, механизация в полетном положении  
**Fig. 5.**  $H = 1000$  m,  $V = 550$  km/h, mechanization in flight position

На рис. 6 приведен график зависимости коэффициента максимального момента крена МС-21 в зависимости от удаления от А380 и располагаемого от элеронов коэффициента момента крена МС-21. Видим, что при этих условиях полета только на удалении более 15 км становится возможным парирование возникающего на МС-21 момента крена.



**Рис. 6.**  $H = 1000$  м,  $V = 550$  км/ч, механизация в полетном положении  
**Fig. 6.**  $H = 1000$  m,  $V = 550$  km/h, mechanization in flight position

На рис. 7 показано изменение коэффициента момента крена  $m_x$  самолета МС-21 вдоль оси  $OZ$ , проходящей через центр вихря самолета А380, на удалении от него  $X = 5, 10, 15, 20, 25$  и  $30$  км. При этом высота полета составляла уже  $H = 10000$  м, а скорость полета  $V = 850$  км/ч, механизация крыла А380 находилась в полетном положении (убрана).

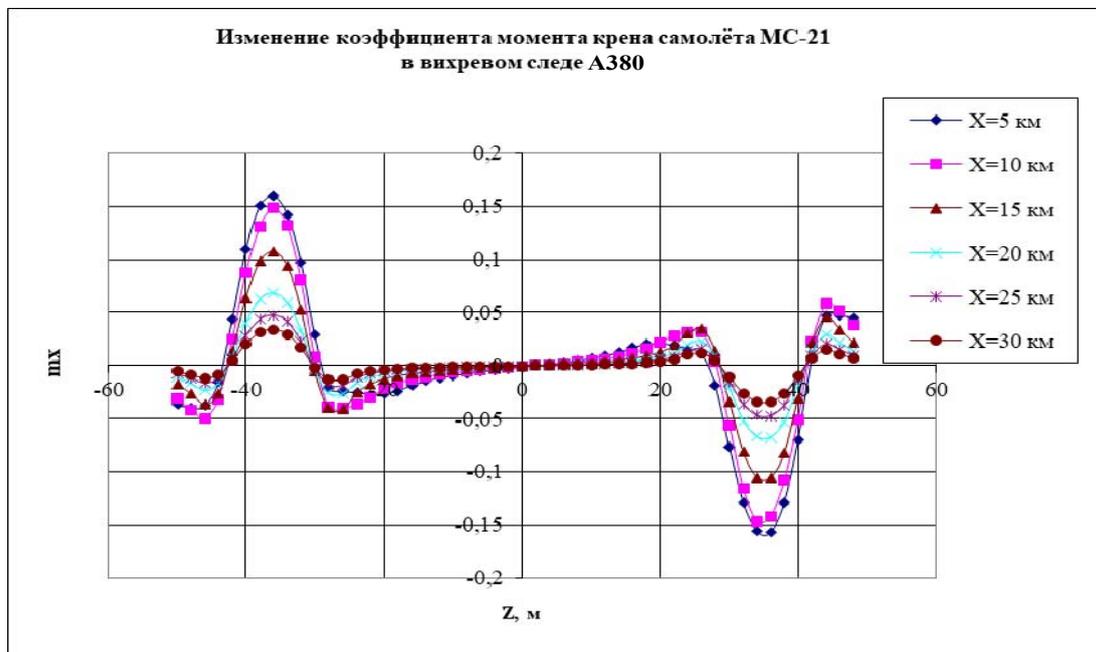


Рис. 7.  $H = 10000$  м,  $V = 850$  км/ч, механизация в полетном положении  
Fig. 7.  $H = 10000$  m,  $V = 850$  km/h, mechanization in flight position

На рис. 8 показано изменение максимального коэффициента момента крена  $m_x$  самолета МС-21 в зависимости от удаления от А380.

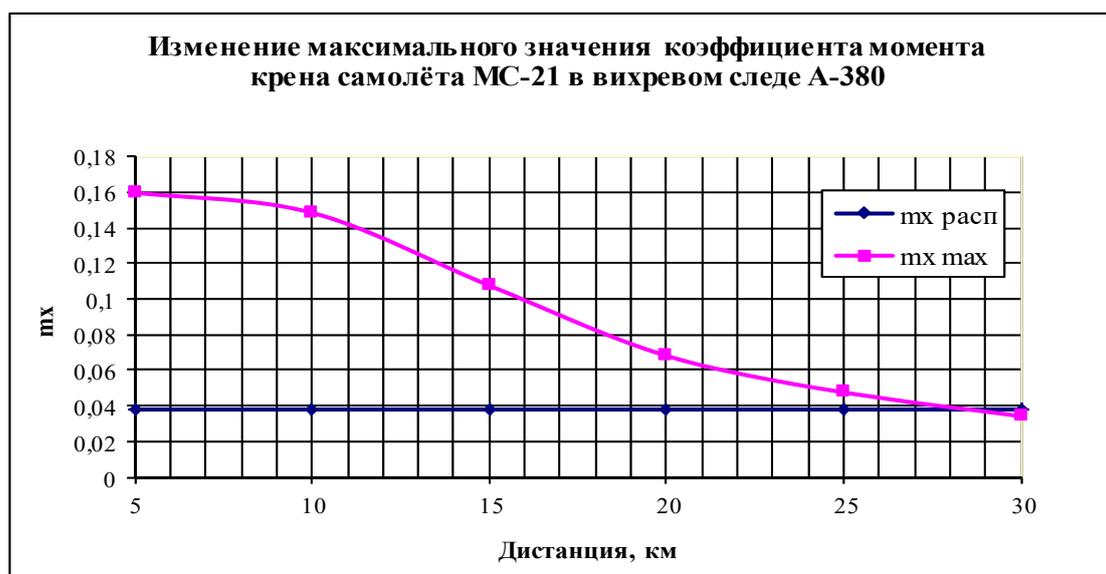


Рис. 8.  $H = 10000$  м,  $V = 850$  км/ч, механизация в полетном положении  
Fig. 8.  $H = 10000$  m,  $V = 850$  km/h, mechanization in flight position

Здесь же приведено располагаемое значение коэффициента момента крена самолета МС-21. Высота полета при этом составляла  $H = 10000$  м, скорость полета  $V = 850$  км/ч, механизация А380 находилась в полетном положении (убрана). Видим, что при этих условиях полета

только на удалении более 30 км становится возможным парирование возникающего на МС-21 момента крена.

Во всех расчетных случаях состояние атмосферы принималось как нейтральное, что соответствовало числу Ричардсона [1] в пределах  $0,01 \geq Ri \geq -0,01$ .

## ВЫВОДЫ

Расчеты с помощью «Расчетно-программного комплекса для системы вихревой безопасности» подтвердили, что распространение вихревого следа за самолетами зависит от различных факторов. В данной работе варьировались высота и скорость полета самолета. Кроме того, изменялась полетная конфигурация самолета. Видим, что все эти факторы заметно повлияли на характеристики вихревого следа, а через них и на аэродинамические характеристики воздушного судна, попавшего в вихревой след. На высотах до 1000 м при полете с А380 на одном эшелоне и в одном направлении дистанция между А380 и самолетами класса МС-21 должна быть не менее 15 км. На высотах свыше 1000 м эта дистанция должна быть увеличена до 30 км. Только при соблюдении этих условий полет самолетов среднего класса за тяжелыми воздушными судами может быть безопасным.

Таким образом, с появлением в эксплуатации воздушных судов с полетной массой свыше 500 тонн необходимо пересмотреть существующие нормы безопасных интервалов для воздушных судов, следующих друг за другом.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гиневский А.С., Желанников А.И. Вихревые следы самолетов. М.: Физматлит, 2008. 171 с.
2. Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Вихревой след самолета в турбулентной атмосфере (физические и математические модели) // Труды ЦАГИ. 2005. Вып. 2667. С. 1–155.
3. Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Вихревой след самолета и вопросы безопасности полетов // Труды МФТИ. 2009. Т. 1, № 3. С. 73–93.
4. Анимица О.В. Моделирование на пилотажном стенде дозаправки самолета в полете / О.В. Анимица, А.М. Гайфуллин, А.А. Рыжов, Ю.Н. Свириденко // Труды МФТИ. 2015. Т. 7, № 1. С. 3–15.
5. Босняков И.С., Судаков Г.Г. Расчет разрушения вихревого следа за пассажирским самолетом с помощью метода моделирования больших вихрей второго порядка аппроксимации // Труды МФТИ. 2014. Т. 6, № 3 (23). С. 3–12.
6. Головнев И.Г., Платов С.А., Лапшин К.В. Моделирование нестационарного движения БПЛА в вихревом следе ЛА-генератора в турбулизированной атмосфере // Авиация и космонавтика – 2012: сборник тезисов докладов 11-й Международной конференции. Москва, 13–15 ноября 2012 г. СПб.: Мастерская печати, 2012. С. 14–15.
7. Головнев И.Г., Лапшин К.В. Бортовая система измерений воздушных данных как основа для оповещения ЛА о вхождении его в вихревое образование от другого ЛА // Навигация, наведение и управление летательными аппаратами: сборник тезисов докладов третьей Всероссийской научно-технической конференции, Москва, 21–22 сентября 2017 г. ГНЦ РФ ФГУП «ГосНИИАС». М.: Научтехлитиздат, 2017. С. 219–220.
8. Хаустов А.А. Модель эволюции спутного следа воздушного судна при полете на крейсерском режиме // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 184. С. 118–122.
9. Алексеенко С.В., Куйбин П.А., Окулов В.Л. Введение в теорию концентрированных вихрей. Новосибирск: Ин-т теплофизики СО РАН, 2003. 503 с.
10. Gerz T., Holzäpfela F., Darracq D. Commercial aircraft wake vortices // Progress in Aerospace Science. 2002. Vol. 38, iss. 3. Pp. 181–208. DOI: 10.1016/S0376-0421(02)00004-0

11. Желанников А.И., Замятин А.Н. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2015614783 «Расчетно-программный комплекс для системы вихревой безопасности», 2015.

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

13. Белоцерковский С.М., Ништ М.И. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978. 352 с.

14. Апарин В.А., Дворак А.В. Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. 1986. Вып. 1313. С. 424–432.

### СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

Желанников Александр Иванович, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, zhelannikov@yandex.ru.

## RESEARCH OF THE A380 AIRCRAFT VORTEX WAKE IMPACT ON MS-21 CLASS AIRCRAFT

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

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

### ABSTRACT

The paper is devoted to the problem of safe flight in vortex hazard conditions. A vortex wake is always produced behind flying aircraft. This vortex wake is invisible to other aircraft following it. Therefore, getting into a vortex wake from a preceding aircraft often becomes unexpected and quite often leads to flight incidents. This is confirmed by the statistics of flight accidents. With the introduction of aircraft weighing more than 500 tons, the problem of vortex safety has only sharpened. The fact is that the old standards that define safe intervals between flying aircraft are still active. These standards are given in this paper. It is also shown that even if these standards are observed, the flight of a medium-class aircraft at the same level as a heavy-class aircraft is unsafe. To study the effect of the vortex wake from the preceding aircraft, a special computational software complex based on the discrete vortex method was developed. This complex has passed the necessary testing and state registration. A number of measures were carried out to validate and verify the developed complex, confirming the operability of the programs included in it and the reliability of the results obtained. On the basis of this computational and software complex studies on the effect of the A380 aircraft vortex wake on MS-21 class aircraft were performed. The studies were undertaken for various altitudes and speeds of the A380 aircraft and for its various flight configurations. As a criterion for the MS-21 aircraft safe flight, the roll moment that occurs due to falling into the vortex wave, in particular, its coefficient was chosen. If the coefficient of the MS-21 aircraft roll moment when it hits the vortex wake exceeds that from the ailerons, such a flight is considered dangerous. The distances behind the A380 that are unsafe for the MS-21 aircraft flight are given.

**Key words:** vortex wake, aircraft, roll moment, safe flight.

### REFERENCES

1. Ginevskiy, A.S. and Zhelannikov, A.I. (2008). *Vikhrevyye sledy samoletov* [Airplane trailing vortices]. Moscow: Fizmatlit, 170 p. (in Russian)
2. Vyshinskiy, V.V. and Sudakov, G.G. (2005). *Vikhrevoy sled samoleta v turbulentnoy atmosfere (fizicheskiye i matematicheskiye modeli)* [An airplane trailing vortex in a turbulent atmosphere (physical and mathematical models)]. Trudy TSAGI, issue 2667, pp. 1–155. (in Russian)
3. Vyshinsky, V.V. and Sudakov, G.G. (2009). *Vikhrevoy sled samoleta i voprosy bezopasnosti poletov* [An airplane trailing vortex and flight safety issues]. Proceedings of MIPT, vol. 1, no. 3, pp. 73–93. (in Russian)

4. Animitsa, O.V., Gaifullin, A.M., Ryzhov, A.A. and Sviridenko, Yu.N. (2015). *Modelirovaniye na pilotazhnom stende dozapravki samoleta v polete* [Flight simulator modeling of refueling an airplane in a flight]. Proceedings of MIPT, vol. 7, no. 1, pp. 3–15. (in Russian)
5. Bosnyakov, I.S. and Sudakov, G.G. (2014). *Raschet razrusheniya vikhrevogo sleda za passazhirskim samoletom s pomoshchyu metoda modelirovaniya bolshchikh vikhrey vtorogo poryadka approksimatsii* [Calculation of trailing vortex destruction in a passenger aircraft using the method of simulating large vortex of the second order of approximation]. Proceedings of MIPT, vol. 6, no. 3 (23), pp. 3–12. (in Russian)
6. Golovnev, I.G., Platov, S.A. and Lapshin, K.V. (2012). *Modelirovaniye nestatsionarnogo dvizheniya BPLA v vikhrevom slede LA-generatora v turbulizirovannoy atmosfere* [Modeling of non-stationary UAV motion in the trailing vortex of an LA generator in a turbulized atmosphere]. *Aviatsiya i kosmonavtika – 2012: sbornik tezisov dokladov 11-y Mezhdunarodnoy konferentsii* [Proceedings of 11<sup>th</sup> international conference "Aviation and cosmonautics-2012"]. St.Petersburg: Masterskaya pechati, pp. 14–15. (in Russian)
7. Golovnev, I.G. and Lapshin, K.V. (2017). *Bortovaya sistema izmereniy vozdushnykh dannykh kak osnova dlya opoveshcheniya LA o vkhozhenii ego v vikhrevom obrazovanii ot drugogo LA* [On-board air data measurement system as a basis for notifying an aircraft of its entry into a vortex formation from another aircraft]. *Navigatsiya, navedeniye i upravleniye letatelnyimi apparatami: sbornik tezisov dokladov tretey Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konfereytsii* [Proceedings of Russian scientific and technical conference "Navigation, guidance and control of aircraft"]. Moscow: Nauchtekhlitizdat, pp. 219–220. (in Russian)
8. Khaustov, A.A. (2012). *Aircraft wake vortex evolution model during cruise*. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 184, pp. 118–122. (in Russian)
9. Alekseenko, S.V., Kuybin, P.A. and Okulov, V.L. (2003). *Vvedeniye v teoriyu kontsentrirrovannykh vikhrey* [Introduction to the theory of concentrated vortices]. Novosibirsk: Institut teplofiziki SO RAN, 503 p. (in Russian)
10. Gerz, T., Holzäpfela, F. and Darracq, D. (2002). *Commercial aircraft wake vortices*. *Progress in Aerospace Science*, vol. 38, issue 3, pp. 181–208. DOI: 10.1016/S0376-0421(02)00004-0
11. Zhelannikov, A.I. and Zamyatin, A.N. (2015). *Svidetelstvo o gosudarstvennoy registratsii programmy dlya EVM № 2015614783 «Raschetno-programmnyy kompleks dlya sistemy vikhrevoy bezopasnosti»* [The certificate of state registration of program for computer № 2015614783 " Design and software package for the system of vortex-Reva security"]. (in Russian)
12. Aubakirov, T.O., Belotserkovsky, S.M., Zhelannikov, A.I. and Nisht, M.I. (1997). *Nelineynaya teoriya kryla i ee prilozheniya* [Non-linear wing theory and its applications]. Almaty: Gylym, 448 p. (in Russian)
13. Belotserkovsky, S.M. and Nisht, M.I. (1978). *Otryvnoye i bezotryvnoye obtekaniye tonkikh krylev idealnoy zhidkostyu* [Separated and unrepeated flow past thin wings of perfect fluid]. Moscow: Nauka, 352 p. (in Russian)
14. Aparinov, V.A. and Dvorak, A.V. (1986). *Metod diskretnykh vikhrey s zamknutymi vikhrevymi ramkami* [Method of discrete vortices with closed vortex frames]. Moscow: Trudy VVIA im. prof. N.E. Zhukovskogo, issue 1313, pp. 424–432. (in Russian)

#### INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

**Alexander I. Zhelannikov**, Doctor of Technical Sciences, Professor, Chief Scientist, Central Aerohydrodynamic Institute, HYPERLINK "mailto:zhelannikov@yandex.ru" zhelannikov@yandex.ru.

Поступила в редакцию 03.10.2020  
Принята в печать 28.01.2021

Received 03.10.2020  
Accepted for publication 28.01.2021