

УДК 532.5

DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-84-95

## ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ РАННЕГО ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ ПИЛОТА О ВХОЖДЕНИИ В ВИХРЕВОЙ СЛЕД ОТ ДРУГОГО ВОЗДУШНОГО СУДНА

**И.Г. ГОЛОВНЕВ<sup>1</sup>, В.В. ВЫШИНСКИЙ<sup>2</sup>, А.И. ЖЕЛАННИКОВ<sup>2</sup>, К.В. ЛАПШИН<sup>1</sup>**<sup>1</sup>Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем», г. Москва, Россия<sup>2</sup>Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского», г. Жуковский, Россия

При движении в атмосфере за воздушным судном (ВС) формируется вихревой след, представляющий опасность для попадающих в него других ВС, как пилотируемых, так и беспилотных. Интенсивность вихревого следа зависит от характеристик создающего его ВС, причем чем больше масса ВС, тем больше возможное влияние его на другие ВС. Зафиксировать вихревой след визуально не представляется возможным, так как он невидим. Из-за появления в эксплуатации широкофюзеляжных самолетов типа А380 приходится пересматривать правила эшелонирования в сторону увеличения допустимого расстояния между ВС. Показательно в этом плане происшествие с попаданием ВС Challenger 604 в вихревой след от А380: правила эшелонирования были соблюдены, но тем не менее Challenger совершил неупорядоченное падение с высоты 10 км до 3 км. В настоящее время, несмотря на многолетние исследования, реальных верифицированных предложений по обеспечению вихревой безопасности полетов не имеется. В статье изложены методические основы и принципы построения бортовой системы раннего предупреждения о вхождении воздушного судна в вихревой след. Основой предлагаемой системы является обнаружение вихрей по понижению давления в их ядрах, для чего в режиме онлайн производится измерение давления перед самолетом. Измерения осуществляются штатной бортовой системой воздушных сигналов (БСВС) и бортовой инерциально-спутниковой системой для контроля согласованности в показаниях «барометрической» высоты полета и высоты полета, определенной инерциально-спутниковой системой. По величине измеренного БСВС разрежения в вихре специальным аппаратно-программным комплексом оценивается степень влияния вихревого следа на момент крена ВС и необходимость изменения режима полета. Для тестирования расчетных методов определения параметров вихревых следов предложено использовать ракетный трек по определению параметров вихревых следов на моделях воздушных судов.

**Ключевые слова:** вихревой след, момент крена, разрежение, статическое давление, безопасность, ракетный трек.

### ВВЕДЕНИЕ

За воздушным судном (ВС) образуется вихревой след, создающий риск для безопасности применения других воздушных судов, траектории движения которых пересекаются с ВС - генератором вихрей [1–4]. Эти риски возникают из-за того, что при попадании в область спутного вихревого следа могут возникнуть дополнительные моменты и силы, изменяющие динамику полета. Последний случай попадания ВС в вихревой след от другого ВС произошел в марте 2017 года: траектории движения А380 (высота 10 км) и Challenger 604 пересеклись – А380 летел на 300 м выше. После прохождения одного самолета над другим, примерно через 1 минуту, Challenger 604 начал неупорядоченное падение с вращением до высоты 3000 м, на которой пилотам удалось запустить двигатели и совершить вынужденную посадку. Пассажиры были травмированы, а ВС получило серьезные повреждения<sup>1</sup>. Проблема вихревой опасности, несмотря на более чем 20-летний период исследований, все еще остается актуальной, так как реальных верифицированных предложений по обеспечению пилотов информацией о вероятности попадания в вихрь за время, достаточное для принятия решения, фактически не имеется. Расчетные методики оценки вихревой безопасности [1, 2, 5, 6, 7] позволяют прогнозировать ожидаемые

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

параметры вихревого следа, но подтверждения, что это справедливо для конкретных условий полета, не имеется.

Применение для раннего предупреждения о попадании ВС в вихревой след различного рода лидаров (радаров) ограничено тем, что они не работают в условиях, когда в атмосфере нет аэрозолей (или других элементов), отражающих лучи радиолокаторов.

В настоящей работе рассматривается возможность построения системы раннего предупреждения пилота о попадании ВС-абонента в вихревой след от ВС-генератора, основанной на использовании бортовой системы воздушных сигналов (БСВС) для обнаружения понижения давления, вызванного наличием вихревого следа от впередилетающего ВС, и бортовой инерциально-спутниковой навигационной системы [8]. По измерениям БСВС, специальным аппаратно-программным комплексом, основу которого составляет комплекс для расчета вихревых следов за ВС [2], прогнозируется степень влияния вихревого следа на изменение момента крена и другие аэродинамические характеристики. На примере вхождения МС-21 в вихревой след от А380 показана технология практической реализации предлагаемой системы предупреждения о вхождении в вихревой след как составной части системы безопасности полета ВС. Для определения параметров вихревых следов в прямом эксперименте и тестирования по ним расчетных методов оценки интенсивности вихревых следов предложено использовать ракетный трек.

## 1. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ. ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ И МОДЕЛИ РАСЧЕТНЫХ МЕТОДОВ ОЦЕНКИ ВИХРЕВЫХ СЛЕДОВ

Рассматривается вхождение ВС абонента в вихревой след ВС – генератора вихрей по представленным схемам<sup>2</sup>. Вихревая пелена от крыльев ВС сворачивается в два противоположно закрученных симметричных вихревых жгута одинаковой интенсивности (рис. 1).

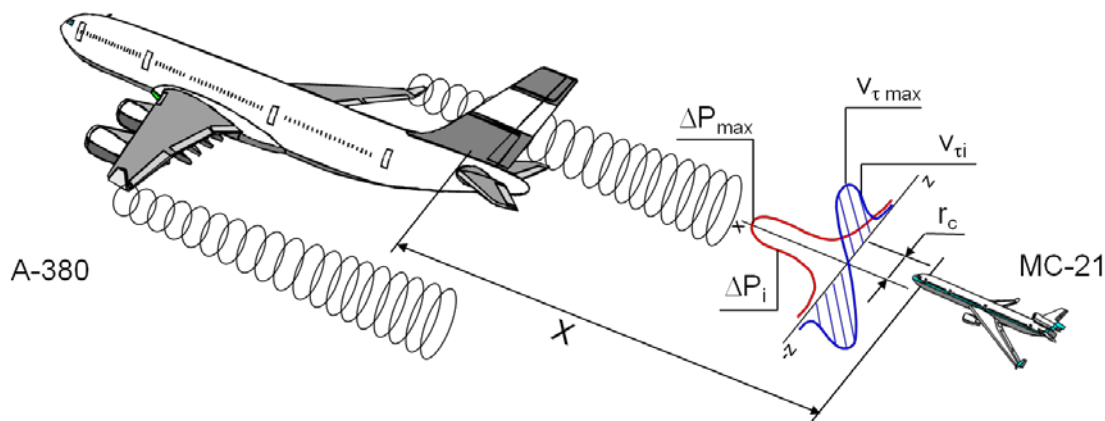


Рис. 1. Движение в вихревом следе от воздушного судна  
Fig. 1. Movement in a wake vortex from the aircraft

Основными параметрами вихревого следа являются: циркуляция –  $\Gamma$ , тангенциальная скорость –  $v_\tau$ , текущий радиус вихря –  $r$ , радиус ядра вихря –  $r_c$ , на котором достигается максимальная тангенциальная скорость –  $v_{\tau \max}$ , понижение давления –  $\Delta P$ , плотность атмосферного воздуха –  $\rho$ .

<sup>2</sup> Wake turbulence – DLR tests warning system in flight experiments [Электронный ресурс]. Режим доступа: [http://www.dlr.de/dlr/en/desktopdefault.aspx/tabid-10261/371\\_read-9997#/gallery/14343](http://www.dlr.de/dlr/en/desktopdefault.aspx/tabid-10261/371_read-9997#/gallery/14343).

Эпюры распределения  $v_\tau$  и  $\Delta P$  представлены на рис. 1. Максимальное разрежение в вихревом следе  $\Delta P_{max}$  достигается на оси вихря, максимальная тангенциальная скорость – на радиусе  $r_c$ . Разрежение вихревого следа на  $r_c$  в два раза меньше  $\Delta P_{max}$ .

Оценим ожидаемые значения тангенциальной скорости и величину разрежения в вихревом следе различных ВС, используя наиболее употребляемые в настоящее время инженерные модели вихревых следов [10–13]:

– модель вихря Халлока – Бернхема.

Тангенциальная скорость определяется из выражения

$$v_\tau(r) = \frac{\Gamma r^2}{2\pi r(r^2 + r_c^2)} = \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho}} \cdot \frac{1}{\sqrt{\left(1 + \left(\frac{r_c}{r}\right)^2\right)}} \quad (1)$$

Величина  $\Delta P$  в вихре определяется из выражения

$$\Delta P = \frac{\rho \Gamma^2}{8\pi^2(r^2 + r_c^2)} = \frac{v_\tau^2 \rho}{2} \cdot \left[1 + \left(\frac{r_c}{r}\right)^2\right]; \quad (2)$$

– модель вихря Ренкина.

$$v_\tau(r) = \begin{cases} \frac{\Gamma r}{2\pi r_c^2} = \sqrt{\frac{\Delta P}{\rho}} \sqrt{\frac{1}{\frac{r_c^2}{r^2} - \frac{1}{2}}}, \text{ при } r \leq r_c; \\ \frac{\Gamma}{2\pi r} = \sqrt{\frac{2\Delta P}{\rho}}, \text{ при } r > r_c, \end{cases} \quad (3)$$

$$\Delta P = \frac{\rho \Gamma^2}{4\pi^2} \left(\frac{1}{r_c^2} - \frac{r^2}{2r_c^4}\right) = \rho v_\tau^2 \left(\frac{r_c^2}{r^2} - \frac{1}{2}\right), \text{ при } r < r_c; \quad (4)$$

$$\Delta P = \frac{\rho \Gamma^2}{8\pi^2 r^2} = \rho \frac{v_\tau^2}{2}, \text{ при } r > r_c.$$

Результаты расчетов  $v_\tau$  и  $\Delta P$  представлены в табл. 1; результаты измерений в полете даны в табл. 2 [1].

Таблица 1  
Table 1

Результаты расчетов  $v_\tau$  и  $\Delta P$   
Results of calculations  $v_\tau$  and  $\Delta P$

№ п/п	ВС-генераторы	В размах крыла	Г	$v_\tau max, \text{ м/с}$	$\Delta P_{v_\tau max}, \text{ Па}$	$\Delta P_{max}, \text{ Па}$
				Халлок Ренкин	Халлок Ренкин	Халлок Ренкин
1	A380	79,8	580	15,3 30,6	96 192	192 385
2	B747	65	590	20	240	480

Таблица 2  
Table 2

Результаты измерений в полете  
Results of measurements in flight

ВС	$V_{пол}$ , м/с	$\Delta P$ , Па	$v_\tau$ , м/с	X, км
Falcon	220	1600	30	12
A310	230	3600	20	7,5
B737	220	1100	20	10,5

На рис. 2 представлены уровни  $\Delta P = const < 0$  в поперечных сечениях за самолетом A380 при полете на глиссаде ( $V = 70$  м/с,  $X = 210$  и  $1400$  м), полученные численно в рамках краевой задачи для уравнений Рейнольдса. Максимальное разрежение в ядрах вихрей  $180 \div 320$  Па.

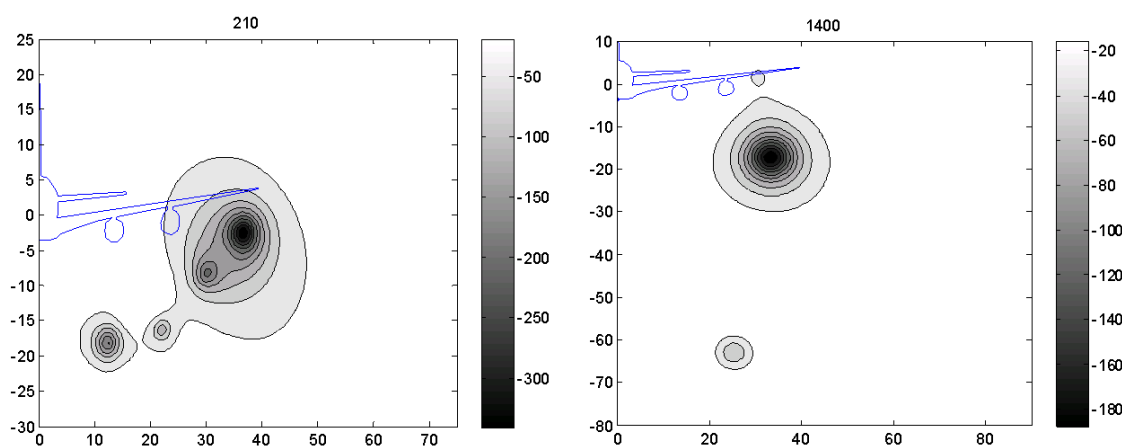


Рис. 2. Распределение  $\Delta P$  в поперечных сечениях за самолетом A380  
Fig. 2.  $\Delta P$  distribution in transversal sections behind A380

На рис. 3 представлены графики изменения  $v_\tau$  и  $\Delta P$  в вихревом следе за A380 ( $H = 10000$  м,  $V = 850$  км/ч) на разных расстояниях X.

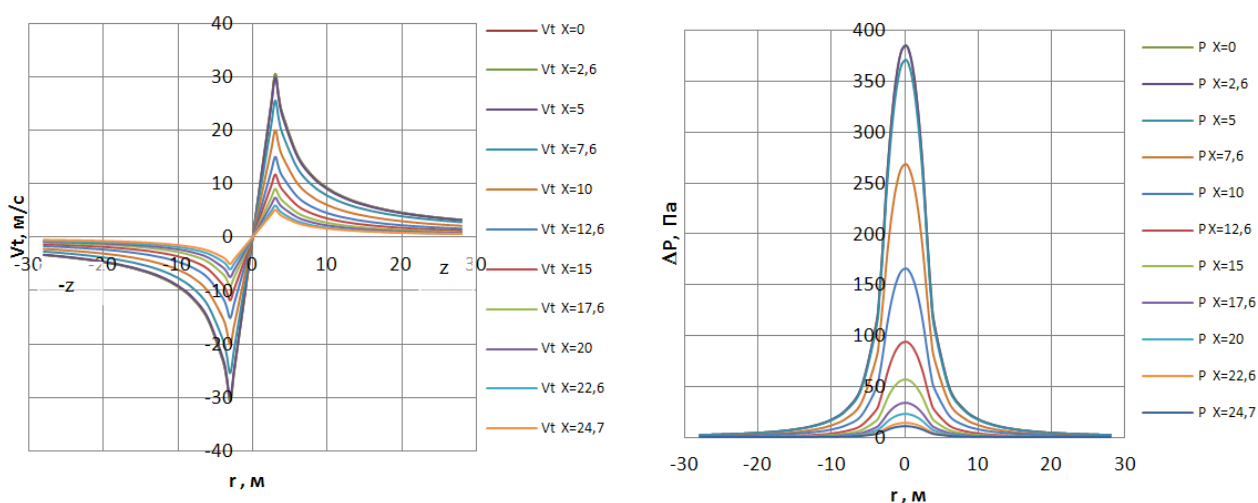


Рис. 3. Графики изменения  $v_\tau$  и  $\Delta P$  в вихревом следе за A380  
Fig. 3. Diagrammes of  $v_\tau$  and  $\Delta P$  change in the wake vortex behind A380

## 2. ТЕХНОЛОГИЯ ПРИМЕНЕНИЯ СИСТЕМЫ РАННЕГО ПРЕДУПРЕЖДЕНИЯ НА ПРИМЕРЕ ВХОЖДЕНИЯ ВС-21-300 В ВИХРЕВОЙ СЛЕД ОТ А380

Блок-схема специального аппаратно-программного комплекса системы раннего предупреждения о вхождении ВС в вихревой след представлена на рис. 4.

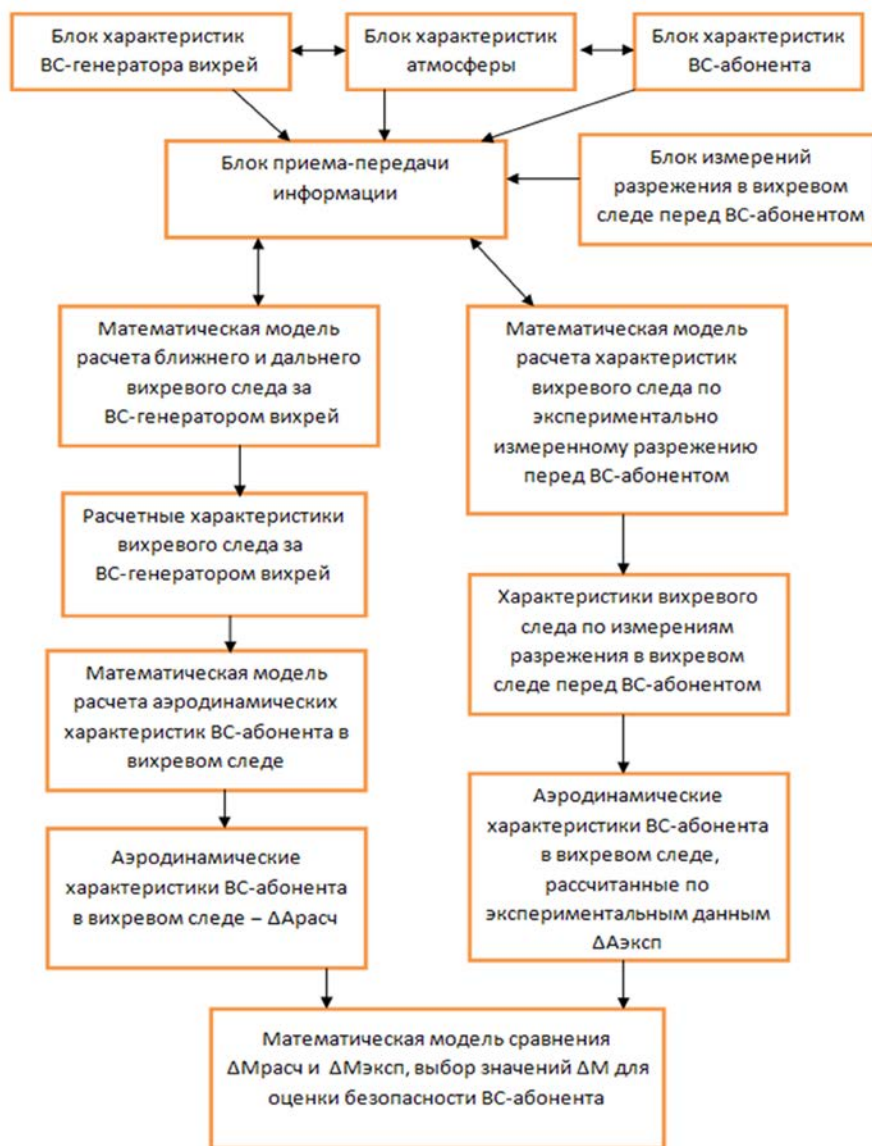


Рис. 4. Блок-схема специального аппаратно-программного комплекса системы раннего предупреждения о вхождении ВС в вихревой след

Fig. 4. Block diagram of a special hardware-software complex of the system of early warning of aircraft entering into wake vortex

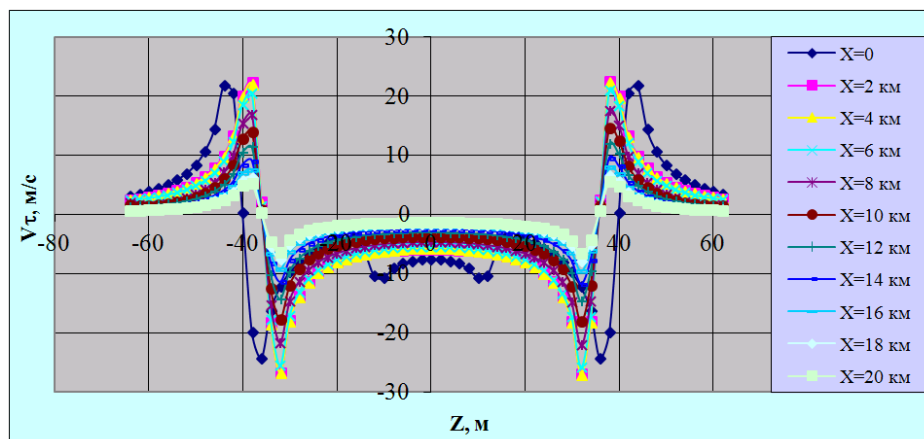
Специальный аппаратно-программный комплекс включает в себя:

– аппаратно-программный комплекс для оценки воздействия вихревого следа на ВС на основании экспериментального определения распределения разрежения в вихревом следе перед ВС-абонентом ( $\Delta A_{экспер.}$ );

– аппаратно-программный комплекс расчетной оценки воздействия вихревого следа на ВС ( $\Delta A_{расч.}$ )[2];

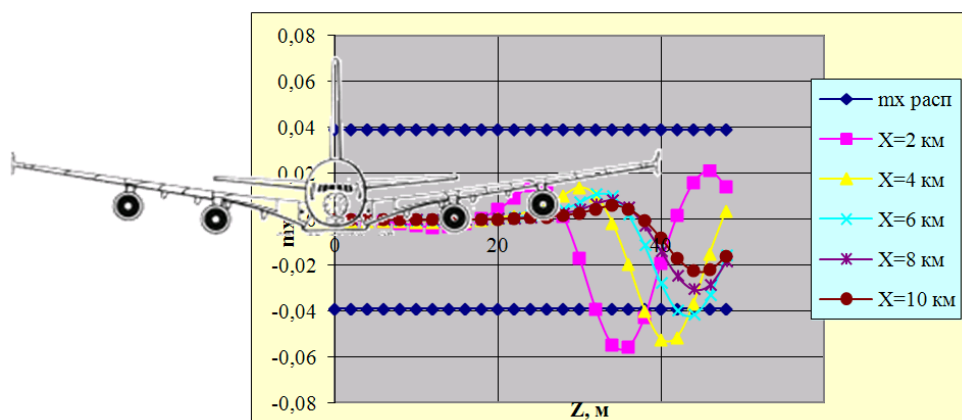
– комплекс сравнения  $\Delta A_{\text{экспер.}}$  с  $\Delta A_{\text{расч.}}$ , выбор ожидаемой максимальной степени воздействия вихревого следа от ВС-генератора на ВС-абонент. Принятие решения по изменениям режима полета с обеспечением вихревой безопасности.

На рис. 5 представлены результаты расчетов тангенциальной скорости вихревого следа на разном расстоянии за А380 с использованием аппаратно-программного комплекса расчетной оценки воздействия вихревого следа [2].



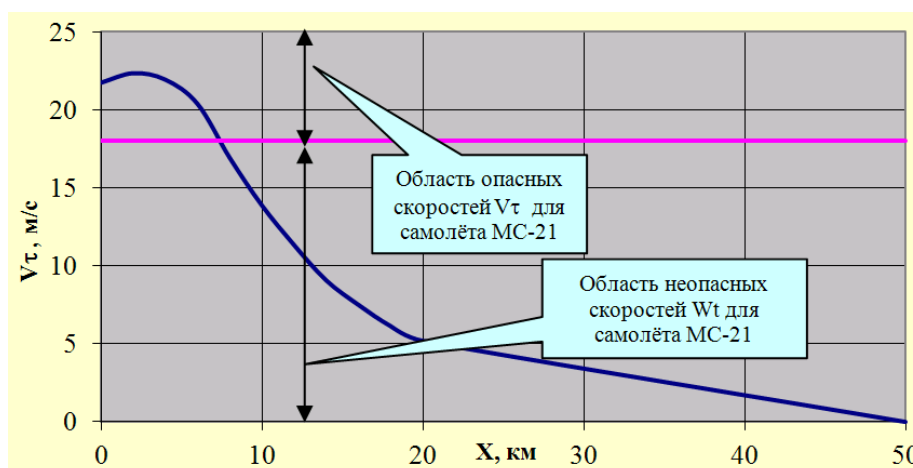
**Рис. 5.** Результаты расчетов тангенциальной скорости вихревого следа на разном расстоянии за А380  
**Fig. 5.** Results of the vortex track tangential velocity calculations at different distances behind А380

За критерий опасности для данного случая принято изменение приращения коэффициента момента крена за счет вихревого следа как наиболее критичного для данной ситуации. ВС МС-21-300 размещалось в вихревом следе на различных расстояниях от самолета А380. Для этих расстояний выполнены расчеты приращения коэффициента момента крена  $dm_x$  (рис. 6). На рисунке видно, что при попадании МС-21-300 в центр крыльевого вихря А380 на нем возникают моменты крена, которые не могут парироваться с помощью элеронов. На рис. 7 представлен график изменения максимальной тангенциальной скорости в вихре от А380 в зависимости от X. Возникающий момент крена не парируется элеронами при тангенциальной скорости 18 м/с (X = 8 км). Красная горизонтальная линия является границей, выше которой тангенциальные скорости вихря будут опасными для МС-21-300.



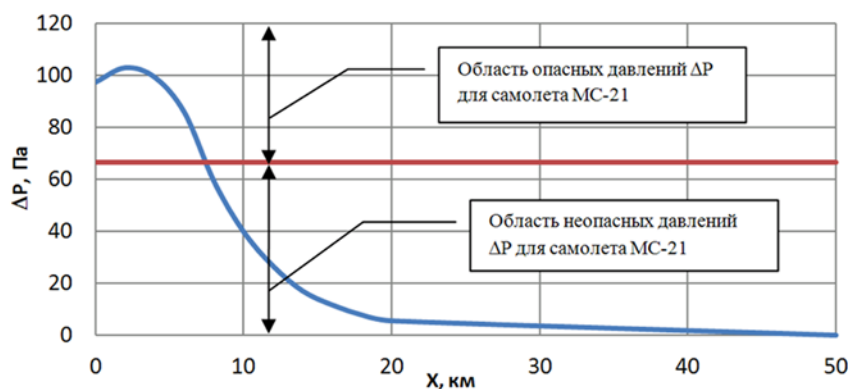
**Рис. 6.** Расчет приращения коэффициента момента крена  $dm_x$   
**Fig. 6.** Calculation of the increment of the roll moment coefficient  $dm_x$





**Рис. 7.** Изменения максимальной тангенциальной скорости в вихре от А380 в зависимости от расстояния X  
**Fig. 7.** Changes of the maximum tangential velocity in the wake vortex from A380 as a function of X distance

На рис. 8 представлен график изменения  $\Delta P_{v_{tmax}}$  в вихревом следе за А380 – допустимое критическое разрежение  $\Delta P_{v_{tmax}}$  (доп) = 66,7 Па при X = 8 км. Примем, что предупреждение пилота МС-21-300 о входе в вихревой след по величине разрежения начинается с  $\Delta P = 8$  Па (расстояние А380 20 км, рис. 8). Так как предельно допустимое разрежение для условий расчета достигается при X = 8 км, то имеется достаточный запас времени для принятия решения о необходимости изменения режима полета для обеспечения вихревой безопасности ВС.



**Рис. 8.** Изменения  $\Delta P_{v_{tmax}}$  в вихревом следе за А380  
**Fig. 8.**  $\Delta P_{v_{tmax}}$  changes in the wake vortex behind A380

### 3. ТЕСТИРОВАНИЕ И ВЕРИФИКАЦИЯ РАСЧЕТОВ ВИХРЕВЫХ СЛЕДОВ

Вышеизложенная технология раннего предупреждения ВС о вхождении в вихревой след основана на экспериментальном определении разрежения в вихре перед ВС и определении воздействия его на аэродинамические характеристики расчетом.

Очевидно, что точность оценки вихревой опасности определяется точностью измерения разрежения и точностью расчета воздействия вихревого следа на ВС.

Наличие на МС-21-300 четырех приемников давления (рис. 9) позволит оценить интенсивность вихревого следа.

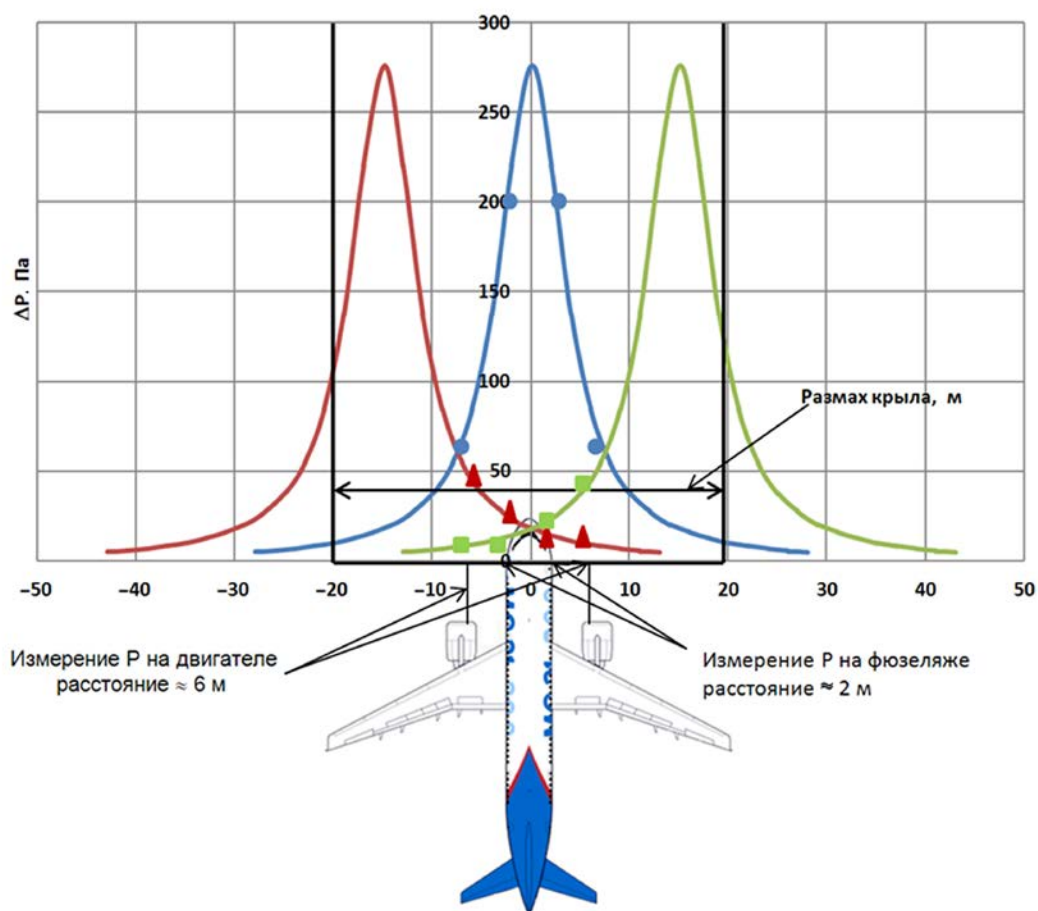
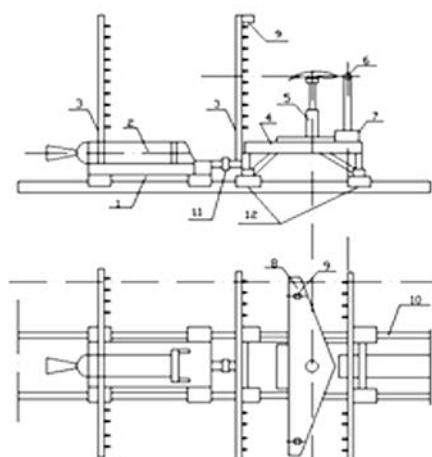


Рис. 9. Оценка интенсивности вихревого следа самолетом MC-21-300  
Fig. 9. Estimation of the wake vortex intensity behind MC-21-300

В целях обеспечения достоверной информацией о параметрах вихревых следов за ВС, наличие которых позволит осуществить тестирование расчетных методов, предлагается выполнить эксперимент при прямом движении ВС (модели) на ракетном треке (ракетной дорожке типа РД-2500 ГкНИПАС – <http://www.fkpgknipas.ru/nip/index.php/ru/>), рис. 10.

Модель крыла ВС (или натурное крыло с фюзеляжем) устанавливается на тележку; разгон тележки с моделью крыла осуществляется разгонными двигателями; стартовая позиция оборудуется средствами для измерения параметров вихрей; разгонные двигатели и средства измерений могут размещаться на отделяемой тележке; после разгона до заданной скорости модель крыла продолжает движение по инерции (с заданной скоростью), измерительные средства («гребенки») останавливаются и измеряют параметры вихрей (скорость, давление, турбулентность) в процессе удаления модели крыла ВС. Непосредственно на тележке с моделью крыла ВС также осуществляется измерение характеристик вихря в ближнем следе. В процессе эксперимента осуществляется визуализация процесса образования вихрей и видеосъемка на быстродействующие камеры в 3-мерном пространстве, также используются радары (лидары). Для оценки влияния состояния атмосферы производятся все необходимые измерения скорости, направления, турбулентности ветра вдоль трассы движения модели крыла ВС. Ракетная дорожка позволяет также определять характеристики ВС при попадании в вихревой след от ВС генератора. Для этого модель крыла ВС абонента устанавливается также на отдельную тележку; осуществляются измерения, необходимые для оценки взаимодействия ВС последователя с вихревым следом.





Экспериментальная установка включает в себя:

1. «Разгонная» тележка.
2. «Разгонный» двигатель.
3. «Гребенки» измерений.
4. Тележка с моделью.
5. Стойка.
6. Средство визуализации.
7. Дымогенератор.
8. Модель.
9. Видеокамера, тепловизор.
10. Рельсовый трек.
11. Узел соединения тележек.
12. Башмаки.

Рис. 10. Ракетная дорожка типа РД-2500  
Fig. 10. Rocket track of RT-2500 type

Для гражданских самолетов на крейсерском режиме полета скорость до 300 м/с, при посадке  $\leq 150$  м/с. Данный скоростной режим может быть реализован на ракетной дорожке длиной 2500 м: разгон до скорости 300 м/с на расстоянии  $\approx 750$  м, движение со скоростью от 300 до 100 м/с на расстоянии  $\approx 1000$  м (время  $\tau = 3-10$  с), движение со скоростью от 100 до 0 м/с на расстоянии  $\approx 750$  м.

Замеренные в прямом движении характеристики вихрей за ВС позволят провести тестирование расчетных методов их определения с использованием инженерной модели или прямых численных методов.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе разработаны методические основы и принципы построения бортовой системы раннего предупреждения о вхождении воздушного судна в вихревой след от другого воздушного судна. Факт обнаружения вихрей предложено устанавливать по понижению давления (разрежение) в вихревых следах, возникающего из-за наличия перепада давления под и над крылом ВС. При этом в режиме онлайн производится измерение статического давления перед «критическими» точками воздушного судна. Измерение распределения разрежения осуществляется штатной бортовой системой воздушных сигналов (БСВС). При этом ведется сравнение «барометрической» высоты полета (по данным БСВС) и высоты по измерениям бортовой инерциально-спутниковой навигационной системы. По величине измеренного БСВС распределения разрежения в «подошедшем» вихре специальным аппаратно-программным комплексом на борту ВС оценивается степень влияния вихревого следа на аэродинамические характеристики ВС, включая момент крена, устанавливается необходимость изменения режима полета. При этом осуществляется информирование пилота об интенсивности вихревого следа.

В работе приведены результаты расчетов, подтверждающих возможность реализации предложенной бортовой системы предупреждения о вхождении ВС в вихревой след от другого воздушного судна. Показано, что, например, при вхождении МС-21-300, оборудованного системой раннего предупреждения, в вихревой след от А380, информирование пилота МС-21-300 о вхождении в вихрь может начаться на расстоянии 20 км.

В статье предложено для апробации бортовой системы раннего предупреждения ВС о вхождении в вихревой след от другого воздушного судна и тестирования расчетных методов использовать ракетный трек с измерениями параметров вихревых следов в прямом эксперименте.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Вышинский В.В., Судаков Г.Г.** Вихревой след самолета в турбулентной атмосфере // Труды ЦАГИ. 2005. Вып. 2667.
2. **Желанников А.И.** К исследованию характеристик вихревого следа за самолетом А380 на режимах взлета и посадки // Научный Вестник МГТУ ГА. 2016. Т. 19, № 6. С. 51–57.
3. **Анимца О.В.** Моделирование на пилотажном стенде дозаправки самолета в полете / А.М. Гайфуллин, А.А. Рыжов, Ю.Н. Свириденко // Труды МФТИ. 2015. Т. 7, № 1.
4. **Босняков И.С., Судаков Г.Г.** Моделирование разрушения вихревого следа за пассажирским самолетом с помощью методов вычислительной аэродинамики // Труды ЦАГИ. 2013. Вып. 2730.
5. **Босняков И.С., Судаков Г.Г.** Верификация инженерной модели разрушения вихревого следа за самолетом с помощью метода моделирования больших вихрей // Труды МФТИ. 2015. Т. 7, № 2. С. 83–98.
6. **Бабкин В.** Системы обеспечения вихревой безопасности полетов летательных аппаратов / А. Белоцерковский, Н. Баранов, А. Замятин, М. Каневский, В. Морозов, И. Пасекунов, Н. Чишков, Л. Турчак. М.: Наука, 2008. 373 с.
7. **Головнев И.Г., Платов С.А., Лапшин К.В.** Моделирование нестационарного движения БПЛА в вихревом следе ЛА-генератора в турбулизированной атмосфере // 11-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2012»: тезисы докладов. Москва, 13–15 ноября 2012. СПб.: Мастерская печати, 2012. С. 14–15.
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. **Алексеев С.В., Куйбин П.А., Окулов В.Л.** Введение в теорию концентрированных вихрей. Новосибирск: Ин-т теплофизики СО РАН, 2003. 504 с.
10. **Gerz T., Holsapfel F., Darracq D.** Commercial aircraft wake vortices // Progress in Aerospace Science. 2002. Vol. 38, № 3. Pp. 181–208.
11. **Hommel T., Bosschers J., Hooijmakers H.W.M.** Evaluation of the radial pressure distribution of vortex models and comparison with experimental data // 9<sup>th</sup> International Symposium of Cavitation (CAV2015). Journal of Physics: Conference Series 656(2015) 012182.
12. **Burnham D.C., Hallock J.N.** Measurements of wake vortices interacting with the ground // Journal of Aircraft. Vol. 42, No. 5, September – October 2005.

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

**Головнев Игорь Георгиевич**, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, заместитель начальника подразделения ФГУП «ГосНИИАС», [golovnev@gosniias.ru](mailto:golovnev@gosniias.ru).

**Вышинский Виктор Викторович**, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник Центрального аэрогидродинамического института имени Н.Е. Жуковского, заведующий кафедрой прикладной механики и информатики МФТИ, [vyshinsky@rambler.ru](mailto:vyshinsky@rambler.ru).

**Желанников Александр Иванович**, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, [zhelannikov@yandex.ru](mailto:zhelannikov@yandex.ru).

**Лапшин Кирилл Васильевич**, начальник сектора ФГУП «ГосНИИАС», [lapshinkv@gmail.com](mailto:lapshinkv@gmail.com).

## DESIGN CONCEPTS OF AN ONBOARD EARLY WARNING SYSTEM OF PILOT ABOUT ENTERING WAKE VORTICES FROM ANOTHER AIRCRAFT

Igor G. Golovnev<sup>1</sup>, Victor V. Vyshinsky<sup>2</sup>, Alexander I. Zhelannikov<sup>2</sup>, Kirill V. Lapshin<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Federal State Unitary Enterprise "State Research Institute of Aviation Systems", Moscow, Russia

<sup>2</sup>Federal State Unitary Enterprise "Central Aerohydrodynamic Institute", Zhukovsky, Russia

### ABSTRACT

An airborne aircraft forms a wake vortex behind itself dangerous for other entering it aircraft both piloted and unmanned. Wake vortex intensity depends on parameters of the aircraft creating it, so the greater the aircraft mass is, the higher its impact on other aircraft is. It is not possible to register visually the wake vortex, since in fact it is invisible. Introduction of wide-body aircraft like A380 into service leads to the revision of separation rules with the aim to increase admissible distance between aircraft. There is a quite demonstrative case when Challenger 604 got into the wake vortex after A380: though separation rules at the altitude were observed, Challenger performed an out-of-control rotating descent from the altitude of 10000 m to 3000 m. At present, in spite of multi-year research there are no real verified suggestions on wake vortex safety of aircraft flights. The paper presents the methodological basis and design concepts of an onboard early warning system of a pilot about entering wake vortices from another aircraft. The main task of the proposed system is to reveal wake vortices according to pressure decrease in their cores; to do it we perform on-line measuring of pressure in front of an aircraft. Measurements are done by a standard onboard air data system and an onboard inertial satellite system in order to control the consistency of "barometric" altitude readings and those of altitude defined by an inertial satellite system. The value of wake vortices rarefaction measured by an onboard air data system allows estimating the influence degree of wake vortices on the aircraft roll moment with the help of a special hardware and software complex and to determine the necessity to change the flight mode. It is proposed to use a missile bench for the dimensioning wake vortices on aircraft models in order to test computational methods of wake vortices dimensioning.

**Key words:** wake vortices, roll moment, rarefaction, static pressure, safety, missile bench.

### REFERENCES

1. Vyshinsky, V.V. and Sudakov, G.G. (2005). *Vikhrevoi sled samoleta v turbulentnoi atmosfere* [Vortex trail of a plane in turbulent atmosphere]. *Trudy TsAGI* [Proceedings of TsAGI], iss. 2667. (in Russian)
2. Zhelannikov, A.I. (2016). *K issledovaniju harakteristik vihrevogo sleda za samoletom A380 na rezhimakh vzleta i posadki* [To the study of wake vortex behind A380 Airbus characteristics at takeoff and landing]. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 19, no. 6, pp. 51–57. (in Russian)
3. Animitsa, O.V., Gajfullin, A.M, Rzhov, A.A. and Sviridenko, Y.N. (2015). *Modelirovanie na pilotazhnom stende dozapravki samoleta v polete* [Modeling at the flight stand of refueling of the plane in flight]. *Trudy MFTI*, vol. 7, no. 1. (in Russian)
4. Bosnjakov, I.S. and Sudakov, G.G. (2013). *Modelirovanie razrusheniya vihrevogo sleda za passazhirskim samoletom s pomoshh'ju metodov vychislitel'noj ajerodinamiki* [Simulation of wake vortices breakdown after a passenger airplane by computational aerodynamics methods]. *Trudy TsAGI* [Proceedings of TsAGI], iss. 2730. (in Russian)
5. Bosnjakov, I.S. and Sudakov, G.G. (2015). *Verifikaciya inzhenernoj modeli razrusheniya vihrevogo sleda za samoletom s pomoshch'yu metoda modelirovaniya bol'shikh vihrej* [Verification of the engineering model for the destruction of a vortex trail behind an airplane using the large-eddy simulation method]. *Trudy MFTI*, vol. 7, no. 2, pp. 83–98. (in Russian)
6. Babkin, V., Belocerkovskij, A., Baranov, N., Zamyatin, A., Kanevskij, M., Morozov, V., Pasekunov, I., Chizhov, N. and Turchak, L. (2008). *Sistemy obespecheniya vihrevoj bezopasnosti poletov letatel'nyh apparatov* [Systems for ensuring wake vortex safety of flights of aircraft]. Moscow: Nauka, 373 p. (in Russian)

7. **Golovnev, I.G., Platov, S.A., Lapshin, K.V.** (2012). *Modelirovanie nestacionarnogo dvizhenija BPLA v vikhrovom slede LA-generatora v turbulizirovannoj atmosfere* [Simulation of UA variable motion in the wake vortex after aircraft-generator in turbulent atmosphere]. *11-ya Mezhdunarodnaya konferentsiya «Aviacija i kosmonavtika – 2012»* [11<sup>th</sup> International Conference “Aviation and Space” – 2012]. Book of Abstracts. Moscow, November 13–15, pp. 14–15. (in Russian)
8. **Khaustov, A.A.** (2012). *Model' jevoljucii sputnogo sleda vozdushnogo sudna pri polete na krejzerskom rezhime* [Aircraft wake vortex evolution model during cruise]. Scientific Bulletin of the Moscow State Technical University of Civil Aviation, no. 184, pp. 118–122. (in Russian)
9. **Alekseenko, S.V., Kujbin, P.A. and Okulov, V.L.** (2003). *Vvedenie v teoriyu koncentrirovannykh vihrej* [Introduction to the theory of concentrated vortices]. Novosibirsk: Institute of Thermophysics Siberian Branch of the RAS, 504 p. (in Russian)
10. **Thomas, G., Holsapfel, F. and Darracq, D.** (2002). *Commercial aircraft wake vortices*. Progress in Aerospace Science, vol. 38, no. 3, pp. 181–208.
11. **Hommes, T., Bosschers, J. and Hoeijmakers, H.W.M.** (2015). *Evaluation of the radial pressure distribution of vortex models and comparison with experimental data*. 9<sup>th</sup> International Symposium of Cavitation (CAV2015). Journal of Physics: Conference Series 656, 012182.
12. **Burnham, D.C. and Hallock, J.N.** (2005). *Measurements of wake vortices interacting with the ground*. Journal of Aircraft, vol. 42, no. 5, September – October 2005.

#### INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

**Igor G. Golovnev**, Candidate of Technical Sciences, Senior Staff Scientist, Deputy Head of Department, FSUE GosNIIAS, golovnev@gosniias.ru.

**Victor V. Vyshinsky**, Doctor of Technical Sciences, Professor, Chief Researcher, Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Head of Applied Mathematics and IT Chair, MIPT, vyshinsky@rambler.ru.

**Alexander I. Zhelannikov**, Doctor of Technical Sciences, Professor, Chief Staff Scientist, Zhukovsky TsAGI, zhelannikov@yandex.ru.

**Kirill V. Lapshin**, Head of Sector, FSUE GosNIIAS, lapshinkv@gmail.com.

Поступила в редакцию 16.04.2018  
Принята в печать 17.07.2018

Received 16.04.2018  
Accepted for publication 17.07.2018