

## Моделирование когерентных структур в атмосфере и оценка их воздействия на самолет

© В.В. Вышинский<sup>1</sup>, К.Т. Зоан<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Центральный аэрогидродинамический институт  
имени профессора Н.Е. Жуковского, Жуковский, 140180, Россия

<sup>2</sup>Московский физико-технический институт (национальный исследовательский  
университет), Долгопрудный, 141701, Россия

*Предложен инженерный метод оценки аэродинамического воздействия возмущенной атмосферы на летательный аппарат. В качестве источника вихревых структур могут рассматриваться вихревые ветровые следы, которые возникают при обтекании ландшафта, крупных сооружений, движущихся или неподвижных авианесущих платформ атмосферным ветром, а также вихревые следы за летательными аппаратами и т. д. Рассмотрена ситуация попадания легкого транспортного самолета и самолета типа МС-21 в вихревой след за сверхтяжелым самолетом А-380 при полете по глиссаде. Формирование когерентной вихревой структуры за А-380 выполнено сеточным методом в рамках краевой задачи для осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса. Эволюция и стохастика дальнего следа осуществляются с помощью авторского компьютерного кода, написанного в системе MATLAB, в рамках дискретных вихрей с ядром Рэнкина. Оценка приращения сил и моментов от воздействия вихревой системы на самолет выполнена в рамках панельного метода.*

**Ключевые слова:** когерентные вихревые структуры в атмосфере, роторная турбулентность, безопасность полетов, краевые задачи, осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье — Стокса, дозвуковые вихревые течения, метод граничного элемента, метод дискретных вихрей, панельные методы

**Введение.** При полете в атмосфере самолет создает когерентную вихревую структуру (КВС), которая представляет опасность для других летательных аппаратов (ЛА). При взлете и посадке именно ограничение по вихревому следу определяет безопасную дистанцию между самолетами. Уменьшение этой дистанции при сохранении заданного уровня безопасности позволяет увеличивать пропускную способность аэропорта. Предлагаемая матрица ИКАО, в которой аккумулирован опыт авиации по обеспечению безопасных взлета и посадки самолета, указывает величину безопасной дистанции в зависимости от классов предыдущего и последующего самолетов. Однако диспетчер аэропорта часто руководствуется собственным опытом, уменьшая допустимую безопасную дистанцию. Как отмечено в обобщающей статье [1], летные происшествия, связанные с попаданием ЛА в след, зачастую происходили при посадке по указаниям диспетчера.

При полете на эшелоне возникает аналогичная проблема. Причем она становится более актуальной в связи с уменьшением расстояния

между эшелонами и вводом в эксплуатацию нового сверхтяжелого пассажирского самолета А-380. Поэтому очень важно иметь простую и робастную математическую модель, позволяющую оценить безопасную дистанцию между самолетами. Такая математическая модель должна опираться на решение четырех крупных задач [2, 3]: полет самолета — генератора следа, взаимодействие последующего самолета с КВС от предыдущего, описание турбулентной атмосферы, эволюция и разрушение КВС. Цель настоящей работы — решение трех из четырех указанных задач.

**Постановка задачи.** Для моделирования КВС за самолетом А-380 решается краевая задача для осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса. Из полученного поля скоростей извлекается начальная вихревая структура, эволюция и стохастика которой моделируются дискретными вихрями с ядром вихря Рэнкина. В ходе методических расчетов получена инженерная оценка скорости спадания циркуляции при разных уровнях атмосферной турбулентности [4, 5]. На рис. 1 приведены результаты уменьшения циркуляции вихря за самолетом В-757 по времени при двух уровнях атмосферной турбулентности. Вихревой след за самолетом В-757 отличается очень плотным ядром с максимальной тангенциальной скоростью на границе ядра, составляющей около 100 м/с. Наряду с результатами расчета методом прямого численного моделирования крупных вихрей (LES), помеченных маркерами, на рис. 1 приведены данные по инженерной модели ЦАГИ [6]. Циркуляция вихря определяется посредством интегрирования продольной компоненты завихренности в пределах кольца 5...15 м.

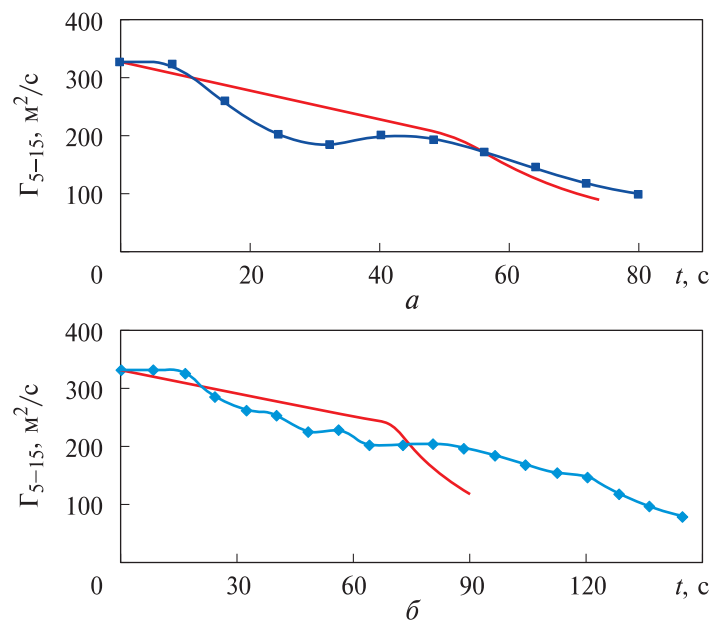


Рис. 1. Уменьшение циркуляции за самолетом В-757 по времени жизни следа при уровнях турбулентности  $q = 1$  м/с (а) и  $q = 0,5$  м/с (б)

Для вычисления приращения сил и моментов, возникающих на самолете от воздействия КВС, написана компьютерная программа на базе метода граничного элемента [7]. Этот метод опирается на теорему, согласно которой всякую функцию, гармоническую в односвязной области, можно представить в виде суммы потенциалов простого и двойного слоя, распределенных по границе. Поверхность тела разбивается на панели, в пределах которых интенсивность двойного слоя постоянна. Возмущенное поле скоростей моделируется конечной суммой вихрей Рэнкина. Ищется скорость, наведенная этими вихрями в центре каждой панели, и исходя из условия непротекания находится циркуляция вихря по периметру панели, эквивалентного вихрю по двойному слою источников на панели.

**Моделирование формирования когерентных структур в атмосфере.** Расчет струйно-вихревого следа выполнен в приближении Буссинеска [8]. Решается краевая задача для пяти уравнений в частных производных относительно продольной компоненты скорости, компоненты завихренности, температуры, среднеквадратичной скорости турбулентных пульсаций и функции тока. Для замыкания уравнений используется модифицированная модель турбулентности Дональдсона [9].

Рассчитываются неравномерности полей продольной скорости и температуры, в том числе порожденные выхлопными струями двигателей. Определяется зависимость циркуляции вихря от времени.

Размер прямоугольной расчетной области составлял 100 м по высоте и 200 м по ширине. Число узлов расчетной сетки по горизонтальной оси  $Z$  равно 513, по вертикальной оси  $Y$  — 257. В начальный момент времени в узлах сетки заданы начальные значения параметров.

Используется схема второго порядка аппроксимации по пространственным переменным на сетке с квадратными ячейками. Для интегрирования по времени применяется схема Лакса [10].

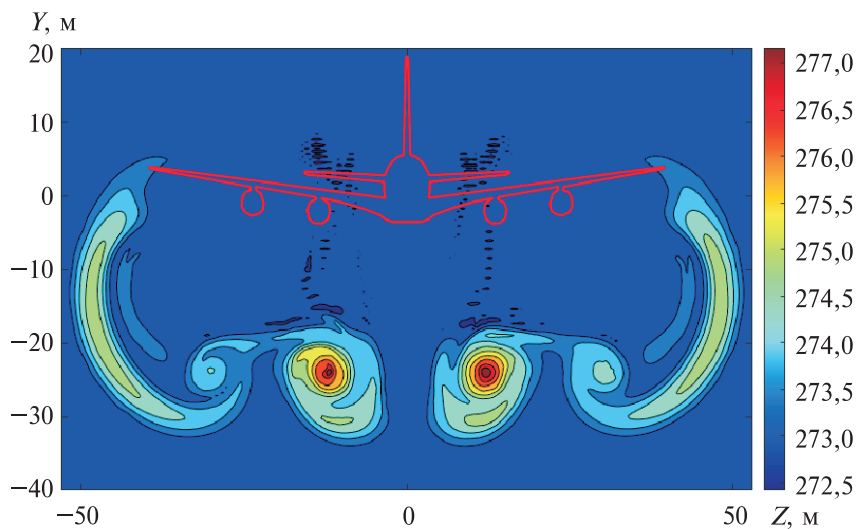
Проведены расчеты струйно-вихревого следа за самолетом А-380 (размах крыла 79 м) на посадочном режиме с выпущенными закрылками: скорость полета 70 м/с, высота полета 3000 м, атмосферное давление 70 000 Па, температура атмосферы 273 К, плотность воздуха 0,91 кг/м<sup>3</sup>. Расчеты выполнены для угла отклонения горизонтального оперения на 1°. Данный случай балансировки относится к разряду наихудших, так как вихревая система от горизонтального оперения не сливается с концевыми вихрями и длительное время оказывает влияние на опускание вихревого следа, делая его немонотонным. Начальная циркуляция вихрей 700 м<sup>2</sup>/с.

Для расчета струйно-вихревого следа определяются параметры струй двигателей. Основным параметром, влияющим на характеристики струй, является тяга двигателей на рассматриваемом режиме.

Осредненные параметры струй на выходе из двигателей и на расстоянии одного размаха за крылом рассчитываются по эмпирическим формулам. Для расчета положения струй применяется панельный метод PANSYM [7]. Более подробно с используемым методом можно ознакомиться в работах [11–13].

Рассмотрим полет по глиссаде самолета типа А-380 [14] со скоростью 70 м/с под углом атаки  $4^\circ$ , без скольжения. Расчет выполнен для половины пространства с продольной вертикальной плоскостью симметрии.

Поля температуры, приращений плотности и давления в сечении следа  $x = 210$  м (3 с после пролета контрольного сечения) приведены на рис. 2, 3. На рис. 4, 5 показаны поля горизонтальной и вертикальной компонент скорости и продольной компоненты завихренности. На рис. 2–6 и аналогичных последующих рисунках по оси абсцисс отложена горизонтальная, а по оси ординат — вертикальная координата в метрах. Начало координат расположено в центре самолета — генератора КВС в момент прохождения контрольного сечения. Цветная шкала представляет поле исследуемого параметра.



**Рис. 2.** Поле температур в сечении следа  $x = 210$  м (3 с после пролета контрольного сечения)

По результатам расчета можно сделать вывод, что когерентная вихревая структура состоит из трех пар вихрей: пары концевых вихрей и двух пар закрылочных, внешних и внутренних. Внутренние закрылочные и концевые вихри имеют одинаковый знак и образуют связку. Пара вихрей от каждого закрылка образует подвижный кластер. Концевые вихри четко определяются по разрежению в их ядрах, которое достигает 300 Па (см. рис. 3).

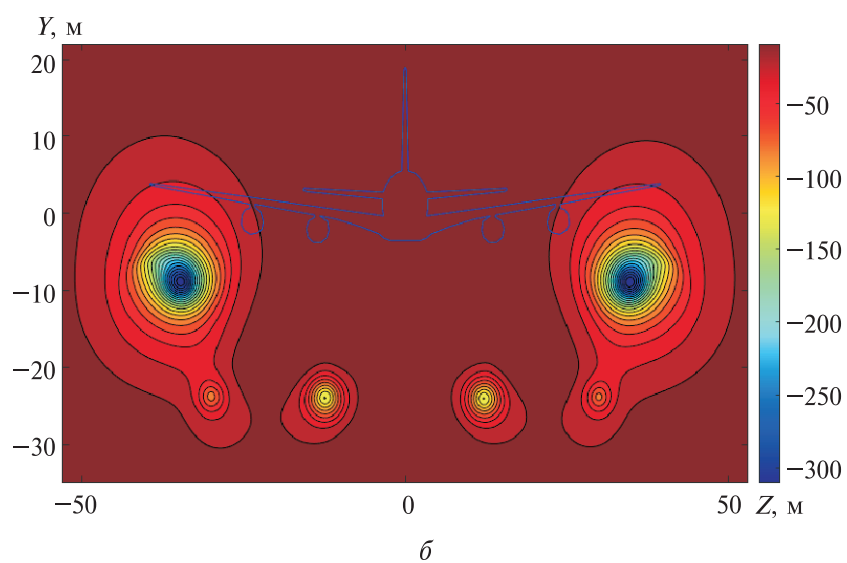
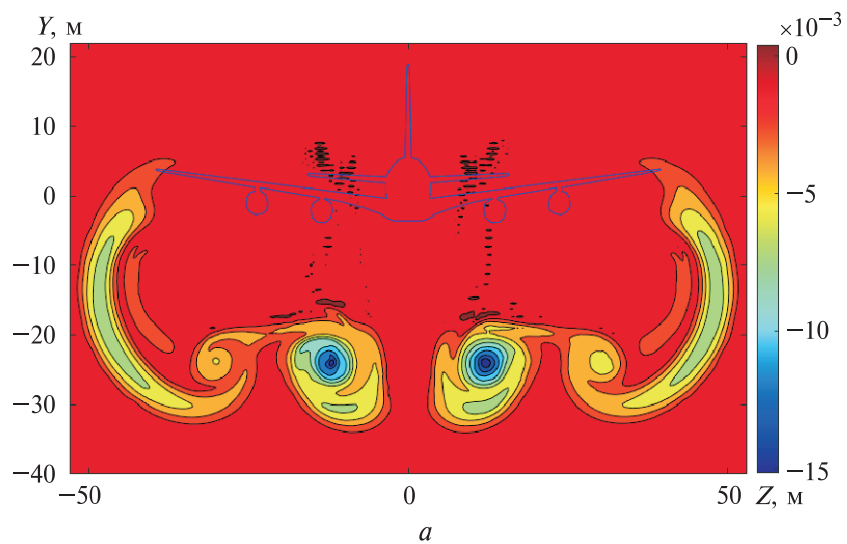
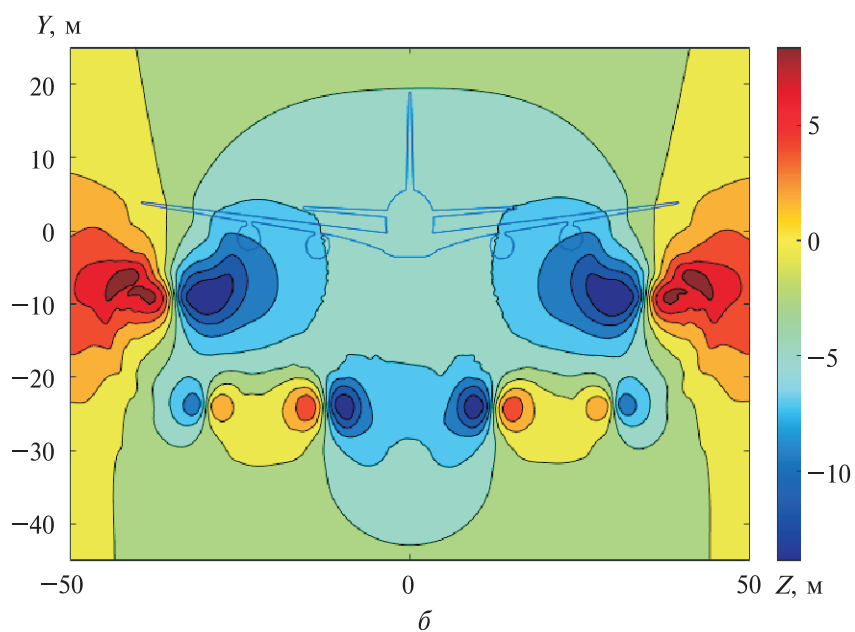
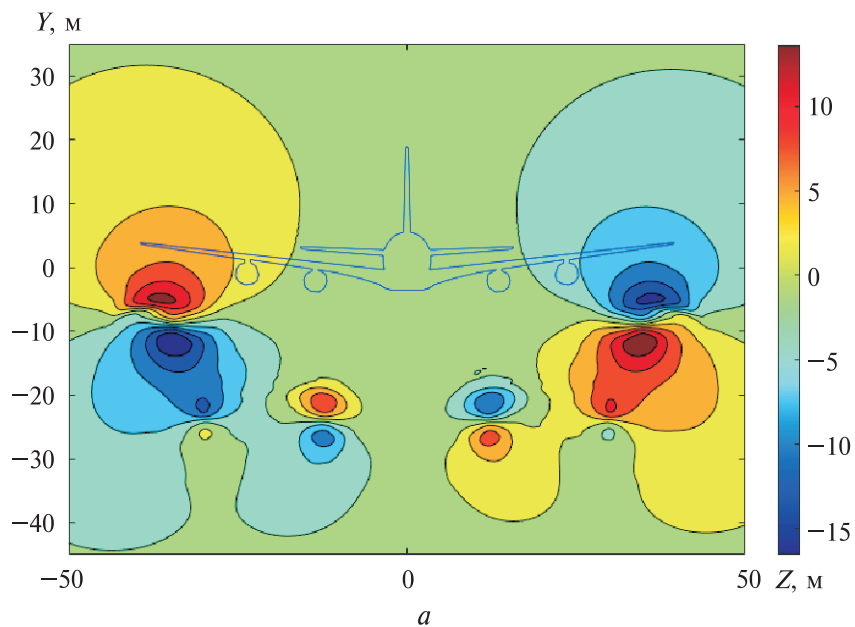


Рис. 3. Поля приращения плотности (а) и давления (б) в сечении следа  $x = 210$  м (3 с после пролета контрольного сечения)



**Рис. 4.** Поля вертикальной (а) и горизонтальной (б) компонент скорости в сечении следа  $x = 210$  м (3 с после пролета контрольного сечения)

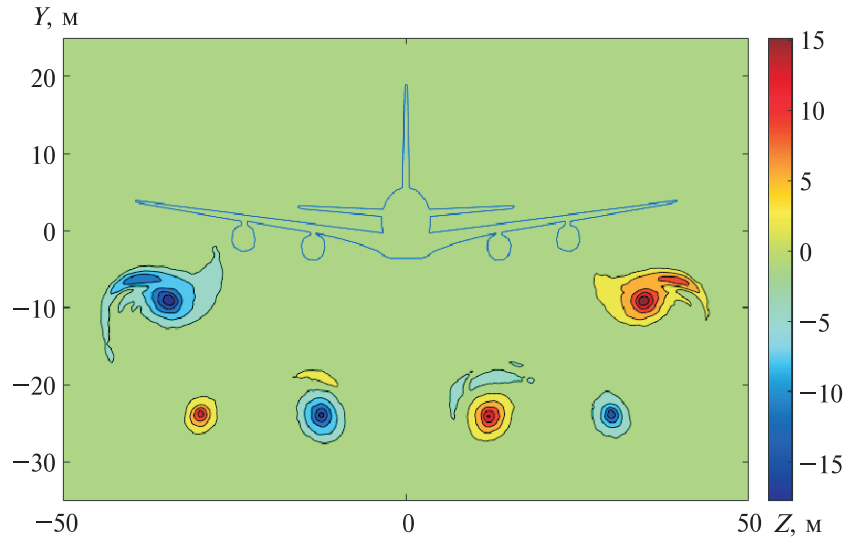


Рис. 5. Поле продольной компоненты завихренности в сечении следа  $x = 210$  м (3 с после пролета контрольного сечения)

#### Моделирование эволюции когерентных структур в атмосфере.

Из соображений упрощения для последующего моделирования динамики следа с помощью компьютерного кода COSMA (COherent vortex Structure of Mounting Airport) выбрано начальное поле из двух пар наиболее сильных вихрей. Их начальное положение и эволюция когерентной структуры следа в приближении вихрей Рэнкина приведены на рис. 6. В качестве начальных данных принимаются поля поперечных компонент скорости  $v$ ,  $w$  в следе, полученные в ходе расчета сеточным методом (см. рис. 4). С помощью численного дифференцирования, используя аппроксимацию второго порядка, находят их производные по  $Y$  и  $Z$ , и в результате формируется продольная компонента вектора завихренности  $\omega_x$  (см. рис. 5).

Для аппроксимации начального поля КВС дискретными вихрями проведен поиск заданного числа максимумов  $\omega_{x\_max}$  и минимумов  $\omega_{x\_min}$ . В окрестности экстремумов суммируется поле завихренности и определяется величина скорости  $v_\tau$  по касательной к контуру  $C_v$  границы области интегрирования:

$$\Gamma = 2\pi R_v v_\tau = \iint_{C_v} \omega_x dydz.$$

Когда значение скорости  $v_\tau$  достигнет максимума, можно будет определить радиус ядра  $R_v$ .

Эволюция следа в рамках кода COSMA от 3-й (сеточный расчет) до 20-й секунды приведена на рис. 6, а. В начальный и конечный

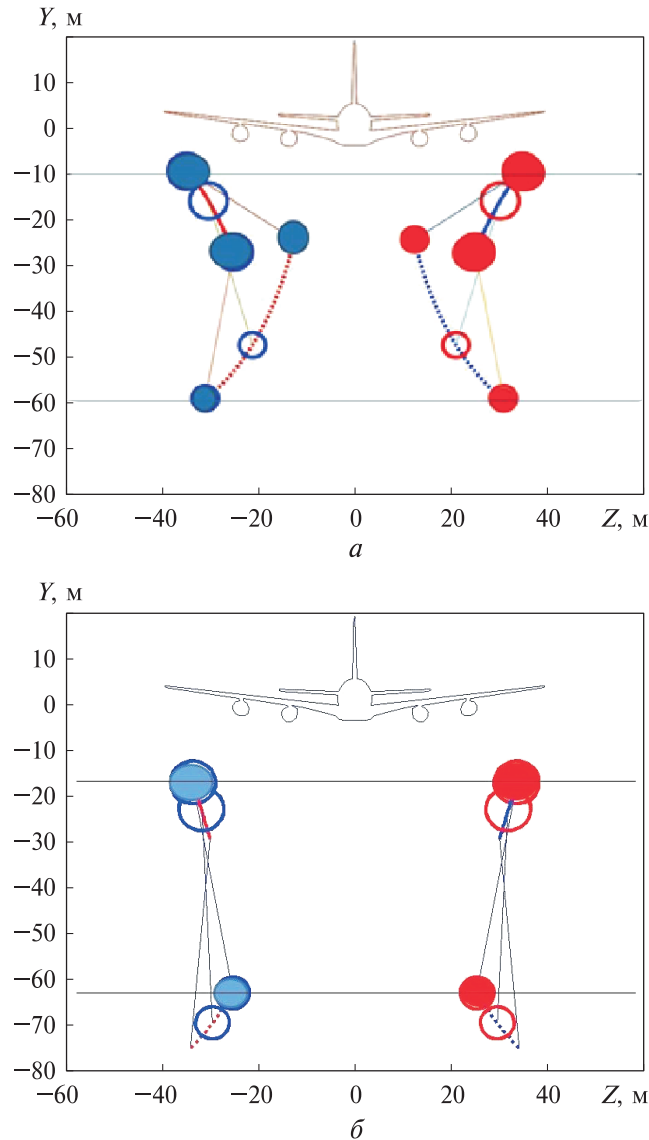


Рис. 6. Эволюция следа в приближении двух пар вихрей Рэнкина в диапазонах 3...20 с (а) и 20...32 с (б)

моменты интервала моделирования концевой и закрылочный вихри соединены прямыми линиями, а ядра окрашены красным цветом (положительная циркуляция) или синим цветом (отрицательная циркуляция), что позволяет проследить за вращением концевой (большшего диаметра) и закрылочного (меньшего диаметра) вихрей в связке относительно общего центра завихренности. Жирными линиями нанесены траектории опускания вихрей. На рис. 6, б приведена эволюция следа в интервале 20...32 с. Начальное положение вихрей взято из расчета сеточным методом на 20-й секунде эволюции следа.



Сопоставление структуры следа на 20-й секунде, полученной предлагаемым инженерным методом от сеточного расчета на 3-й секунде, с расчетом сеточным методом в рамках КЗ для RANS на 20-й секунде эволюции следа может служить мерой точности инженерного подхода.

Структура следа в приближении вихрей Рэнкина имеет следующий вид: радиусы вихрей  $R_{\text{vort}} = 4,69; 3,52; 4,69; 3,52$ , их циркуляция  $\Gamma_{\text{vort}} = -334,3; -140,9; 334,2; 141,1$ , их положение в сечении следа  $x = 1400$  м по горизонтали  $Z_{\text{vort}} = -33,6; -25,4; 33,2; 25,4$  и вертикали  $Y_{\text{vort}} = -17,2; -63,3; -17,2; -63,3$ .

**Оценка приращения сил и моментов, действующих на самолет при попадании в вихревые структуры.** В качестве компоновки самолета, попадающего в вихревой след, рассмотрена компоновка небольшого транспортного самолета «Битюг» (рис. 7) [15], поверхность которого аппроксимируется 1836 панелями.

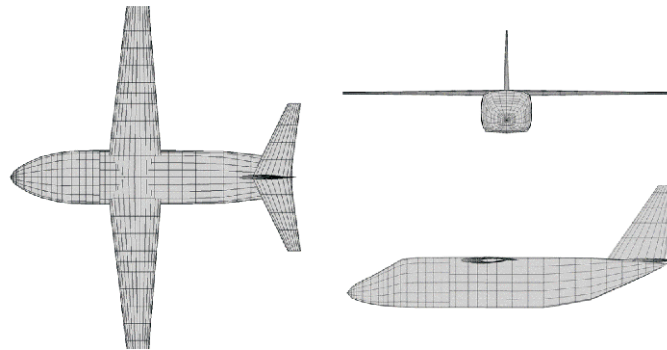


Рис. 7. Самолет «Битюг» (разбивка на 1836 панелей)

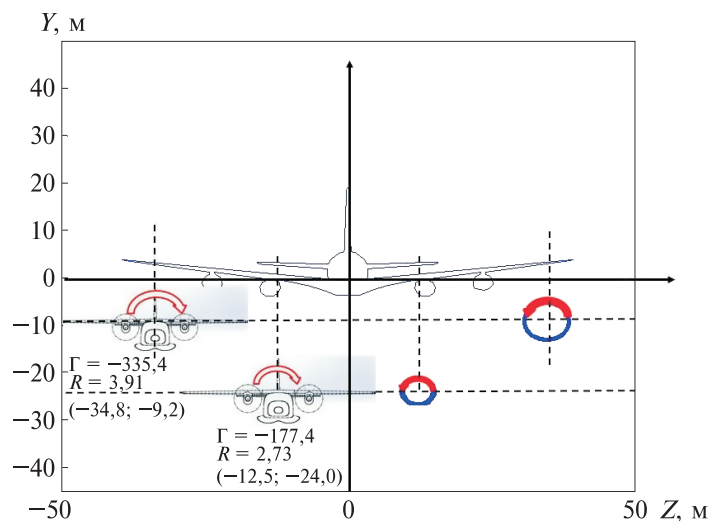


Рис. 8. Структура следа в приближении двух пар вихрей Рэнкина и положения последующего самолета в сечении следа  $x = 210$  м

Положения самолета (рассмотрены наихудшие случаи попадания в центры вихрей) приведены на рис. 8. Приращения коэффициентов аэродинамических сил и моментов в указанных положениях последующего самолета приведены в табл. 1.

Таблица 1

**Приращения коэффициентов аэродинамических сил и моментов**

Относительное положение самолетов, м	$\Delta C_x$	$\Delta C_y$	$\Delta C_z$	$\Delta m_x$	$\Delta m_y$	$\Delta m_z$
$x = 210$ м						
$\Delta y = 0; \Delta z = 0$	-0,0031	-0,0034	-1,1257	0,0958	-0,2250	0,0184
$\Delta y = -9,2; \Delta z = -34,8$	-0,0292	1,0706	-0,5027	-0,0193	-0,0997	-0,2333
$\Delta y = -24; \Delta z = -12,5$	0,0187	-0,8395	-1,0946	-0,0736	-0,2172	0,1284
$x = 1400$ м						
$\Delta y = 0; \Delta z = 0$	-0,0027	-0,0029	-0,9704	0,0846	-0,1941	0,0158
$\Delta y = -17,2; \Delta z = -33,6$	-0,0255	1,0266	-0,5903	0,0042	-0,1174	-0,2046
$\Delta y = -63,3; \Delta z = -25,4$	0,0371	-1,4613	-0,6519	-0,0335	-0,1295	0,2587
$\Delta y = 0; \Delta z = -25,4$	-0,0675	3,1057	-0,7666	0,0791	-0,1531	-0,5298
$\Delta y = -30; \Delta z = -25,4$	0,0556	-1,9760	-0,8857	-0,0941	-0,1768	0,3771
$\Delta y = -17,2; \Delta z = 0$	-0,0030	-0,0062	-1,12008	0,0250	-0,2235	0,0195
$\Delta y = -63,3; \Delta z = 0$	-0,0025	-0,0079	-0,9475	-0,0524	-0,1885	0,0177

Максимальный располагаемый момент крена для самолета «Битюг» при отклонении элеронов составляет  $|\Delta m_{x\_эл.расп}| = 0,055$ ; располагаемое значение момента рыскания при отклонении руля направления на угол  $25^\circ$   $|\Delta m_{y\_рн.расп}| = 0,045$ . Как видно, наведенные моменты крена в пяти случаях, приведенных в табл. 1, превышают максимальные располагаемые управляющие моменты при полном отклонении элеронов. Момент рыскания во всех отмеченных случаях существенно превосходит располагаемый момент при полном отклонении руля направления. Следует также отметить возможные большие потери подъемной силы и большие значения боковой силы.

Поля температуры, приращений плотности и давления, горизонтальной и вертикальной компонент скорости и продольной компоненты завихренности в сечении следа  $x = 1400$  м (20 с после пролета контрольного сечения) приведены на рис. 9–12. По результатам расчета можно сделать вывод, что когерентная вихревая структура состоит по-прежнему из трех пар вихрей: пары концевых вихрей и двух пар закрылочных — внешних и внутренних. Концевые вихри за 20 с опустились почти на 20 м, закрылочные (равного знака с концевыми) — на 60 м. Ускоренное опускание закрылочных вихрей является следствием взаимодействия в связке с концевыми вихрями. Разрежение в ядрах концевых вихрей составляет 180 Па (рис. 10, б).

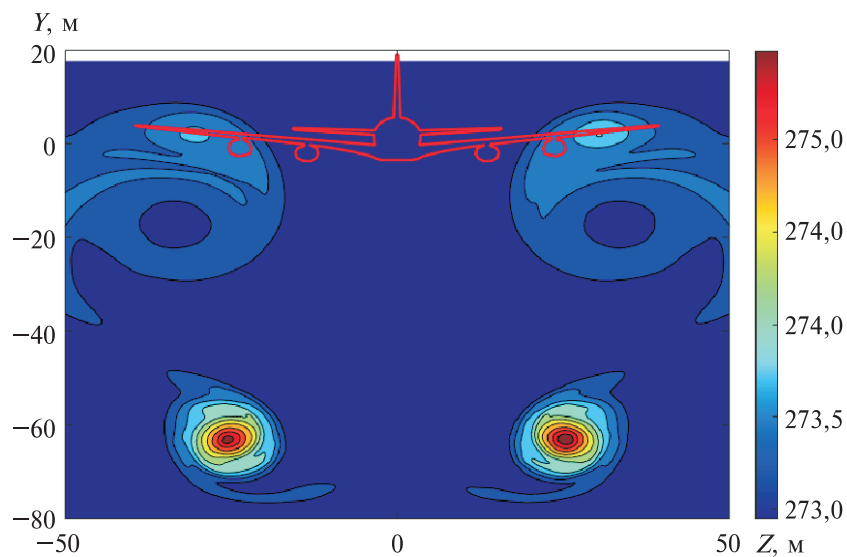


Рис. 9. Поле температур в сечении следа  $x = 1400$  м (20 с после пролета контрольного сечения)

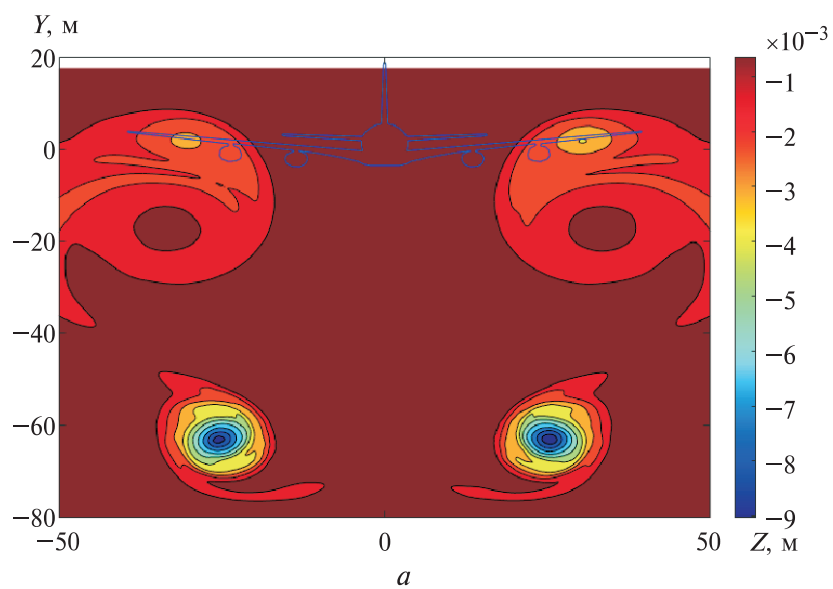


Рис. 10 (начало). Поля приращения плотности ( $a$ ) в сечении следа  $x = 1400$  м (20 с после пролета контрольного сечения)

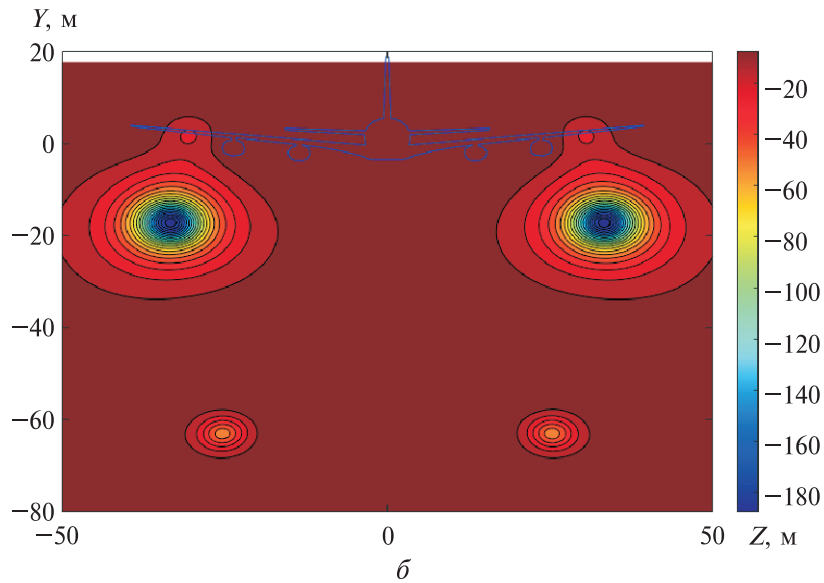


Рис. 10 (окончание). Поля приращения давления ( $\delta$ ) в сечении следа  $x = 1400$  м (20 с после пролета контрольного сечения)

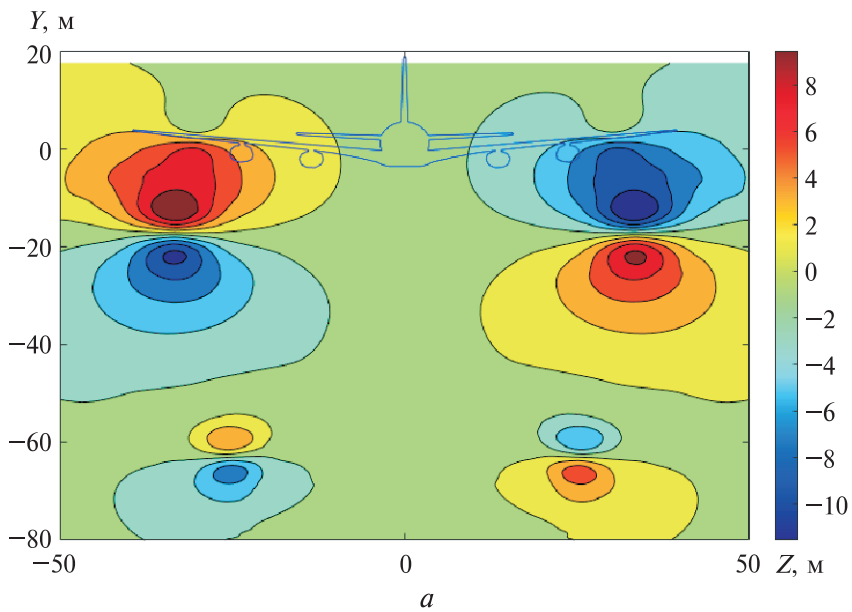
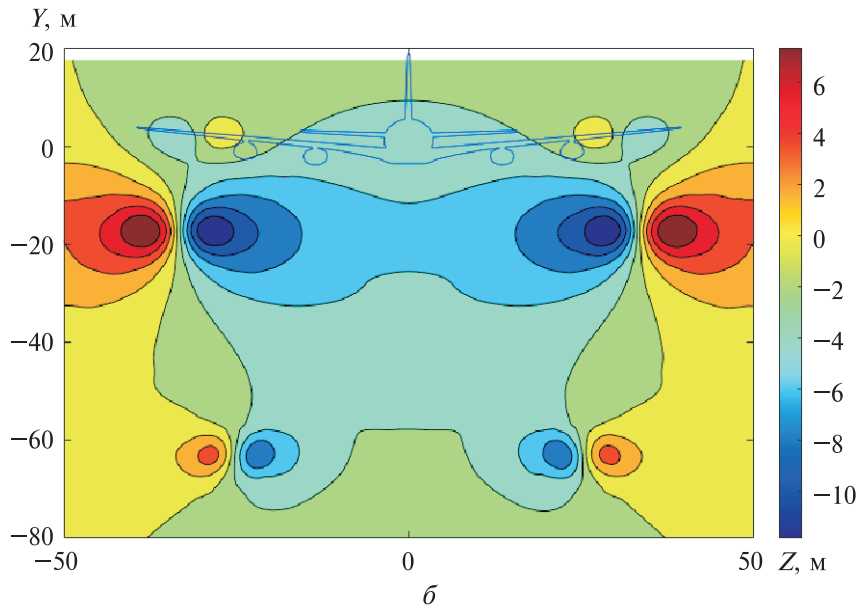
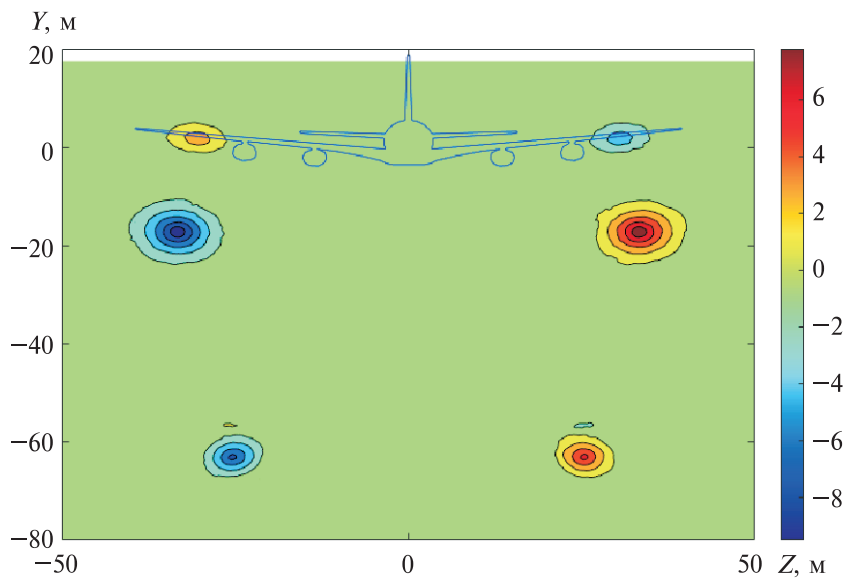


Рис. 11 (начало). Поле вертикальной ( $a$ ) компоненты скорости в сечении следа  $x = 1400$  м (20 с после пролета контрольного сечения)



**Рис. 11 (окончание).** Поле горизонтальной (*б*) компоненты скорости в сечении следа  $x = 1400$  м (20 с после пролета контрольного сечения)



**Рис. 12.** Поле продольной компоненты завихренности в сечении следа  $x = 1400$  м (20 с после пролета контрольного сечения)

Наведённые моменты крена в случае попадания в ядра вихрей (наихудший случай), превышают максимальные располагаемые управляющие моменты при полном отклонении элеронов в 1,74 раза в сечении следа  $x = 210$  м (при положении самолета  $\Delta y = 0$ ;  $\Delta z = 0$ ) и в 1,71 раза в сечении следа  $x = 1400$  м (при положении самолета  $\Delta y = -30$ ;  $\Delta z = -25,4$ ) (см. табл. 1).

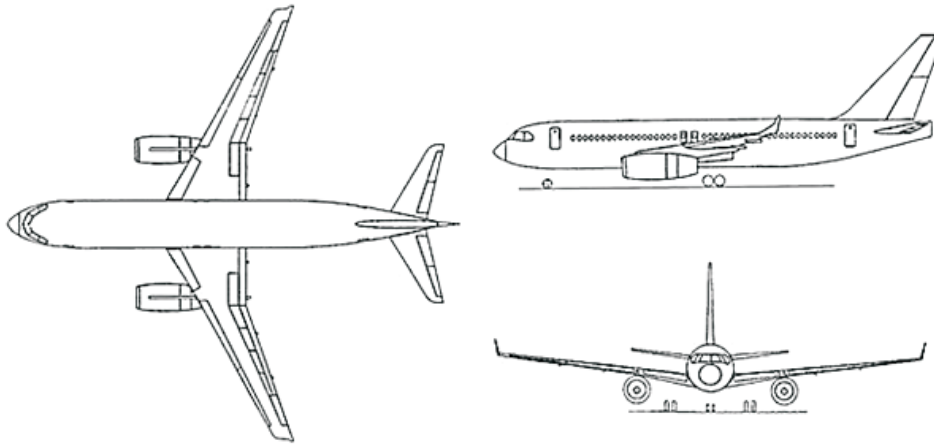


Рис. 13. Схематический вид самолета МС-21

В качестве второго самолета, для которого моделируется влияние когерентных структур вихревого следа за А-380, был взят самолет типа МС-21 [16] (рис. 13). Поверхность самолета разбита на 876 панелей. В табл. 2 представлены результаты расчета приращения аэродинамических сил и моментов, полученные для самолета МС-21. Здесь также в наихудшем случае наведенные моменты крена  $\Delta m_x$  превосходят располагаемые при полном отклонении элеронов. В первой строке табл. 2 приведены результаты расчета для случая моделирования того же следа потенциальными вихрями, что позволят оценить меру точности при применении вихрей Рэнкина.

Таблица 2

**Приращения коэффициентов аэродинамических сил и моментов**

Относительное положение самолетов, м	$\Delta C_x$	$\Delta C_y$	$\Delta C_z$	$\Delta m_x$	$\Delta m_y$	$\Delta m_z$
$x = 210$ м						
<i>Потенциальные вихри</i>						
$\Delta y = -24; \Delta z = 12,5$	-0,0079	0,7348	-1,6727	-0,7094	-0,7369	1,1391
<i>Вихри Рэнкина</i>						
$\Delta y = -9,2; \Delta z = 34,8$	0,0437	-1,9687	-0,7287	-0,2970	-0,3265	2,4618
$\Delta y = -24; \Delta z = 12,5$	-0,0139	0,7194	-1,6893	-0,7104	-0,7458	0,5195
$\Delta y = 0; \Delta z = 0$	0,0103	-0,0402	-1,5252	-0,2959	-0,7680	0,2268
$\Delta y = -9,2; \Delta z = 0$	0,0115	-0,0444	-1,7274	-0,4052	-0,8509	0,2528
$x = 1400$ м						
$\Delta y = -17,2; \Delta z = 33,6$	0,0419	-1,8957	-0,8304	-0,2748	-0,3891	2,0838
$\Delta y = -63,34; \Delta z = 25,4$	-0,0270	1,2665	-1,0089	-0,4020	-0,4527	-0,3005
$\Delta y = -17,2; \Delta z = 0$	0,0104	-0,0396	-1,6130	-0,4778	-0,7659	0,2276
$\Delta y = -63,3; \Delta z = 0$	0,0090	-0,0332	-1,4638	-0,5819	-0,6540	0,1977

**Заключение.** Созданный инженерный метод может быть использован для моделирования опасных ситуаций, связанных с попаданием самолета в когерентные вихревые структуры возмущенной атмосферы, для поиска аэродинамических средств повышения уровня безопасности полета при организации движения в зоне аэропорта, в частности, на режимах взлета и посадки в условиях возмущенной атмосферы, а также для выработки мер по повышению безопасности полета и расширению возможностей авиации при выполнении полетов в горной местности.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Gerz T., Holzaephel F., Darracq D. Aircraft Wake Vortices. *WakeNet Position Paper*. The European Thematic Network on Wake Vortex, April, 2001.
- [2] Vyshinsky V.V., Kudrov M.A., Zudov K.A. On the flight operating safety in the mountainous zone airport. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Science. St. Petersburg Russia, 7–12.09.2014. Proceedings*. ISBN: 3-932182-80-4 0351, p. 11.
- [3] Vyshinsky V.V., Zudov K.A., Rohacs J. Effects of atmospheric turbulence on UAV. *IFFK 2014, 2014 Augustus*, pp. 25–27.
- [4] 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, с. 3–12.
- [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] Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Вихревой след самолета в турбулентной атмосфере (физические и математические модели). *Труды ЦАГИ. Вып. 2667*. Москва, ЦАГИ, 2005, с. 1–155 модель ЦАГИ.
- [7] Свириденко Ю.Н., Инешин Ю.Л. Применение панельного метода с симметризацией особенностей к расчету обтекания самолета с учетом влияния струй двигателей. *Труды ЦАГИ. Вып. 2622*. Москва, ЦАГИ, 1996, с. 41–53.
- [8] Фроста У., Моулдена Т. *Турбулентность. Принципы и применения*. Москва, Мир, 1980, 535 с.
- [9] Donaldson Coleman duP. Calculation of turbulent shear flows for atmospheric and vortex motions. *AIAA Journal*, 1972, vol. 10, no. 1, pp. 4–12.
- [10] Роуч П. *Вычислительная гидродинамика*. Москва, Мир, 1980, 616 с.
- [11] Stasenko A.L., Vyshinsky V.V. Aircraft vortex wake: environmental and flight safety aspects of the problem. *SAE/AIAA*, 1998, Paper 98-5590, 12 p.
- [12] Вышинский В.В., Стасенко А.Л. Моделирование струйно-вихревого следа тяжелого лайнера над аэродромом. *Математическое моделирование*, 2003, т. 15, № 11, с. 69–90.
- [13] Вышинский В.В., Стасенко А.Л. Физические модели, численные и экспериментальные исследования аспектов авиационной экологии и безопасности полетов. *Труды МФТИ*, 2009, т. 1, № 3, с. 24–40. ISSN 2072-6759.
- [14] Airbus A380. *Grabcad Library*. URL: <https://grabcad.com/library/a380-13> (дата обращения 09.10.2020).

- [15] Михайлов Ю.С. Моделирование воздействия вихревого следа на модель самолета в аэродинамической трубе. *Научный Вестник МГТУ ГА*, 2012, № 175, с. 62–69.
- [16] Template-Irkut MS-21. *Aircraft*. URL:  
<https://3dwarehouse.sketchup.com/model/2d7562f5bf2c7f2da1d85548168d6015/Template-Irkut-MS-21-original-by-Saelin-WIP-2mb> (дата обращения 25.01.2021).

Статья поступила в редакцию 18.05.2021

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Вышинский В.В., Зоан К.Т. Моделирование когерентных структур в атмосфере и оценка их воздействия на самолет. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 6. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-6-2085>

**Вышинский Виктор Викторович** — д-р техн. наук, профессор, главный научный сотрудник отделения «Аэродинамика самолетов и ракет» НИО-2 ЦАГИ.  
e-mail: [viktor.vyshinskiy@tsagi.ru](mailto:viktor.vyshinskiy@tsagi.ru)

**Зоан Конг Тьинь** — аспирант кафедры «Прикладная механика и информатика» МФТИ. e-mail: [doancongchinh@phystech.edu](mailto:doancongchinh@phystech.edu)



## **Modeling coherent structures in the atmosphere and assessing their impact on aircraft**

© V.V. Vyshinsky<sup>1</sup>, K.T. Zoan<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI), Zhukovsky, 140180, Russia

<sup>2</sup>Moscow Institute of Physics and Technology, Dolgoprudny, 141701, Russia

*The paper introduces an engineering method for assessing the aerodynamic effect of disturbed atmosphere on an aircraft. As a source of vortex structures, we can consider vortex wind wakes that arise when the atmospheric wind flows around the landscape, large structures, moving or stationary aircraft-carrying platforms, vortex wakes behind aircraft, etc. In this study, we consider the situation when a light transport aircraft and an aircraft of the MC-21 type get into the vortex wake behind the super-heavy aircraft A-380 when flying along the glide path. A coherent vortex structure behind the A-380 is formed by the grid method within the framework of the boundary value problem for the Reynolds-averaged Navier — Stokes equations. The evolution and stochastics of the far wake are carried out using the author's computer code written in the MATLAB system, within the framework of discrete vortices with a Rankine core. The assessment of the increment of forces and moments from the effect of the vortex system on the aircraft was carried out using the panel method.*

**Keywords:** *coherent vortex structures in the atmosphere, rotor turbulence, flight safety, boundary — value problems, Reynolds-averaged Navier — Stokes equations, subsonic vortex flows, boundary element method, discrete vortex method, panel methods*

### REFERENCES

- [1] Gerz T., Holzaephel F., Darracq D. Aircraft Wake Vortices. *WakeNet Position Paper*, 2001.
- [2] Vyshinsky V.V., Kudrov M.A., Zudov K.A. On the flight operating safety in the mountainous zone airport. *29th Congress of the International Council of the Aeronautical Science. St. Petersburg Russia, 7–12.09.14. PROCEEDINGS*, p. 11. ISBN: 3-932182-80-4 0351
- [3] Vyshinsky V.V., Zudov K.A., Rohacs J. Effects of atmospheric turbulence on UAV. *IFFK 2014*, 2014 Augustus p. 25–27.
- [4] Bosnyakov I.S., Sudakov G.G. *Trudy MFTI — Proceedings of MIPT*, 2014, vol. 6, no. 3, pp. 3–12.
- [5] Bosnyakov I.S., Sudakov G.G. *Trudy MFTI — Proceedings of MIPT*, 2015, vol. 7, no. 2, pp. 83–98.
- [6] Vyshinskiy V.V., Sudakov G.G. *Trudy TsAGI (TsAGI Proceedings)*, 2005, no. 2667, pp. 1–155.
- [7] Sviridenko Yu.N., Ineshin Yu.L. *Trudy TsAGI (TsAGI Proceedings)*, 1996, no. 2622, pp. 41–53.
- [8] Frost U., Moulden T. *Handbook of Turbulence. Vol. 1 Fundamentals and Applications*. Springer, Boston, MA, 498 p. [In Russ.: Frost U., Moulden T. Turbulentnost. Printsipy i primeneniya. Moscow, Mir Publ., 1980, 535 p.]
- [9] Donaldson Coleman duP. Calculation of turbulent shear flows for atmospheric and vortex motions. *AIAA JOURNAL*, 1972, vol. 10, no. 1, pp. 4–12.
- [10] Roache P. *Fundamentals of Computational Fluid Dynamics*. Hermosa Pub, 1998, 648 p. [In Russ.: Roache P. Vychislitel'naya gidrodinamika. Moscow, Mir Publ., 1980, 616 p.]

- [11] Stasenko A.L., Vyshinsky V.V. Aircraft vortex wake: environmental and flight safety aspects of the problem. *SAE/AIAA*, 1998, Paper 98-5590, 12 p.
- [12] Vyshinskiy V.V., Stasenko A.L. *Matematicheskoe modelirovanie — Mathematical Models and Computer Simulations*, 2003, vol. 15, no. 11, pp. 69–90.
- [13] Vyshinskiy V.V., Stasenko A.L. *Trudy MFTI — Proceedings of MIPT*, 2009, vol. 1, no. 3, pp. 24–40. ISSN 2072-6759.
- [14] Airbus A380. *Grabcad Library*. Available at: <https://grabcad.com/library/a380-13> (accessed October 9, 2020).
- [15] Mikhaylov Yu.S. *Nauchny Vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2012, no. 175, pp. 62–69.
- [16] Template-Irkut MS-21. *Aircraft*. Available at: <https://3dwarehouse.sketchup.com/model/2d7562f5bf2c7f2da1d85548168d6015/Template-Irkut-MS-21-original-by-Saelin-WIP-2mb> (accessed January 25, 2021).

**Vyshinsky V.V.**, Dr. Sc. (Eng.), Professor, Chief Research Fellow, Department of Aerodynamics of Airplanes and Rockets, Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Research interests: mechanics of fluid, gas and plasma, mathematical modeling, numerical methods and program complexes. e-mail: viktor.vyshinskiy@tsagi.ru

**Zoan K.T.**, post-graduate student, Department of Applied Mechanics and Informatics, Moscow Institute of Physics and Technology. Research interests: fluid and gas mechanics, aerodynamic calculation technique, mathematical simulation. e-mail: doancongchinh@phystech.edu