

**АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА**

- 05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;**
- 05.07.02 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;**
- 05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;**
- 05.07.05 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;**
- 05.07.07 – Контроль и испытание летательных аппаратов и их систем;**
- 05.07.09 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов;**
- 05.07.10 – Инновационные технологии в аэрокосмической деятельности**

УДК 533; 656.7.08

DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-6-27-41

**ОБТЕКАНИЕ ГОРНОГО ЛАНДШАФТА В ОКРЕСТНОСТИ  
АЭРОПОРТА ДАНАНГ АТМОСФЕРНЫМ ВЕТРОМ  
И ВОПРОСЫ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЕТА**

**В.В. ВЫШИНСКИЙ<sup>1</sup>, К.Т. ЗОАН<sup>2</sup>**

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

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

Обтекание горного ландшафта и крупных сооружений, расположенных вблизи взлетно-посадочных полос (ВПП), ветровым пограничным слоем создает когерентные вихревые структуры (КВС), которые могут пересекать посадочную глиссаду и область воздушного пространства вблизи аэропорта. Самолет, попавший в вихревую структуру, испытывает существенные изменения аэродинамических сил и моментов, что особенно опасно у земли. С математической точки зрения решение данной задачи представляет большие трудности в силу чрезвычайно больших пространственно-временных масштабов явления, отсутствия адекватных моделей атмосферы, а также исчерпывающих начально-краевых условий при численном моделировании. В данной работе строится композитное решение: область генерации когерентных вихревых структур рассчитывается достаточно подробно в рамках сеточного метода. По полученным данным в приближении аналитических функций формируется начальная вихревая структура, эволюция и стохастика которой моделируются в рамках потенциального приближения с помощью вихрей Рэнкина. Оценка приращения сил и моментов от воздействия вихревых структур на самолет выполнена с помощью панельного метода в рамках инженерного подхода. В качестве примера рассмотрены когерентные вихревые структуры, возникающие при ветровом обтекании горного массива полуострова Шонча, расположенного вблизи ВПП 35R-17L и 35L-17R аэропорта Дананг. Для улучшения качества расчетных сеток и верификации метода решения краевой задачи для осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса использованы критерии, основанные на принципе максимума давления, требующие положительности Q-параметра в ядрах вихрей и областях отрыва потока. Рассмотрена ситуация попадания пассажирского самолета типа МС-21, взлетевшего с полосы 35R-17L, после выхода на курс, близкий по направлению оси вихревой ветровой структуры от полуострова Шонча, в КВС от горного массива.

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

**ВВЕДЕНИЕ**

При определенных направлениях ветра когерентные вихревые структуры, возникающие при ветровом обтекании рельефа, могут пересекать посадочную глиссаду или траекторию взлета. Источником орографической турбулентности является неравномерность нагревания склонов гор, расположенных под разными углами к лучам солнца, имеющих различный растительный

покров, и ряд других причин [1–3]. Попадание в мощные вихревые структуры на режиме взлета и посадки может привести к тяжелым последствиям из-за больших динамических нагрузок на самолет и возмущения траектории, что наиболее опасно вблизи земли [4]. Ошибки экипажа и авиационных диспетчеров могут усугубить ситуацию.

Так, например, 3 мая 2006 г. в 9:26 в районе Сочи произошла катастрофа самолета А-320 «Армянских авиалиний», выполнявшего рейс 967 по маршруту Ереван – Сочи. Потерпевший катастрофу самолет был в идеальном техническом состоянии и управлялся опытным экипажем. Из-за неблагоприятных погодных условий первоначально экипаж принял решение вернуться в Ереван, но после того как диспетчер аэропорта Сочи (Адлер) сообщил об улучшении метеоситуации, экипаж принял решение садиться в Адлере. При подлете к аэропорту погода вновь ухудшилась, и самолет вынужден был пойти на второй круг.

Для приморского аэропорта существенную роль могут играть прибрежные ветры, поведение которых осложняется наличием горного рельефа [5]. В работе [6] рассмотрена модель пограничного слоя атмосферы над сложной поверхностью при наличии бризовой циркуляции. Расположение горного аэродрома вблизи моря или океана также приводит к большой влажности воздуха. Обтекание горного хребта, сопровождающееся быстрым изменением давления и температуры, приводит к конденсации пара [7]. Это ухудшает видимость, а также приводит к увеличению турбулентности атмосферы вследствие выделения энергии. В летных условиях было обнаружено [8], что пресыщение водяных паров в предгрозовом фронте может достигать значительной величины; при этом в течение некоторого времени атмосфера остается в метастабильном состоянии. В случае внезапной конденсации выделяется теплота фазового перехода, что существенно изменит ветровую обстановку [9].

В данной работе для моделирования КВС над горным ландшафтом решается краевая задача (КЗ) для осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса (RANS). Из полученного поля скоростей извлекается начальная вихревая структура, эволюция и стохастика которой моделируются в потенциальном двумерном приближении дискретными вихрями с ядром вихря Рэнкина. В ходе методических расчетов получена инженерная оценка скорости спадания циркуляции при разных уровнях атмосферы турбулентности [10–11], что учитывается при моделировании КВС.

Рассмотрены случаи взлета самолета с взлетно-посадочной полосы (ВПП) 35R-17L международного аэропорта города Дананга (Вьетнам). Аэропорт имеет две параллельные полосы 35R-17L и 35L-17R (расстояние между осями ВПП 214 м) и используется для взлета и посадки не только гражданских, но и военных самолетов. Вблизи аэропорта расположен полуостров Шонча – источник КВС. Моделируется их воздействие на самолет после взлета.

## ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

На рис. 1 приведена схема аэропорта. Аэропорт имеет две параллельные взлетно-посадочные полосы, ориентированные под углом  $350$  и  $170^\circ$  соответственно. Самолет взлетает с полосы 35R-17L в сторону моря и выходит на курсовой угол  $90^\circ$ . Рассмотрен случай, когда ветер имеет тот же курсовой угол.

На рис. 2 приведена постановка задачи. Выделена зона, где решается КЗ для осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. Схематично изображен профиль скорости ветра на входной границе расчетной области. Реальный профиль скорости ветра по высоте, использованный в расчете, приведен на рис. 3. На выходе получают поля распределенных параметров. В качестве примера приведено поле вертикальной компоненты скорости.

Границы области моделирования по осям  $X$ :  $-8\ 000 \div 20\ 000$  м,  $Y$ :  $-8\ 800 \div 17\ 600$  м и  $Z$ :  $0 \div 2\ 000$  м изображены на рис. 2. Для проведения расчета использована расчетная сетка, по-

строенная в среде ANSYS Fluent Meshing. Количество узлов сетки 8 581 416. Ось  $z$  направлена вверх, ось  $x$  – по направлению ветра, ось  $y$  ортогональна двум остальным осям и образует правую тройку. На рис. 4 приведены фрагменты расчетных сеток.

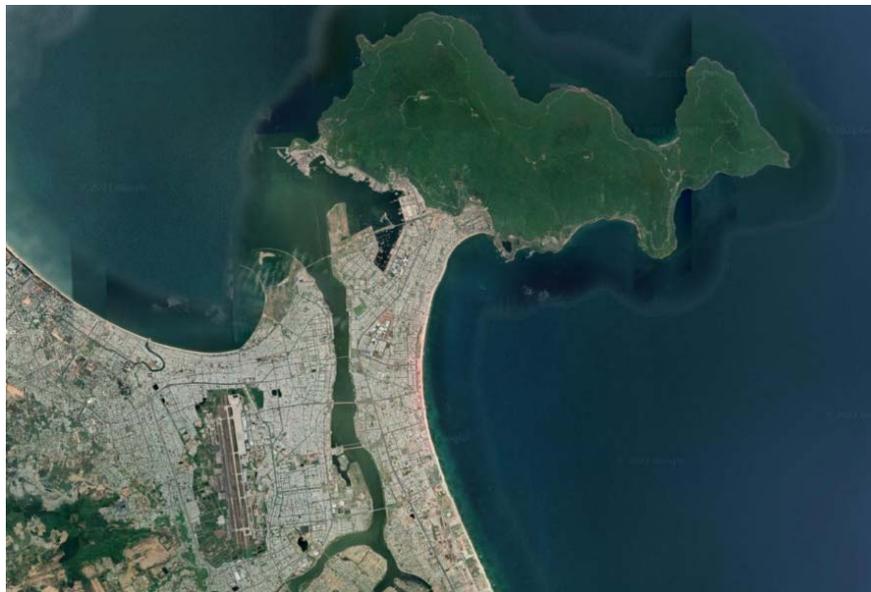


Рис. 1. Схема аэропорта  
Fig. 1. The airport layout

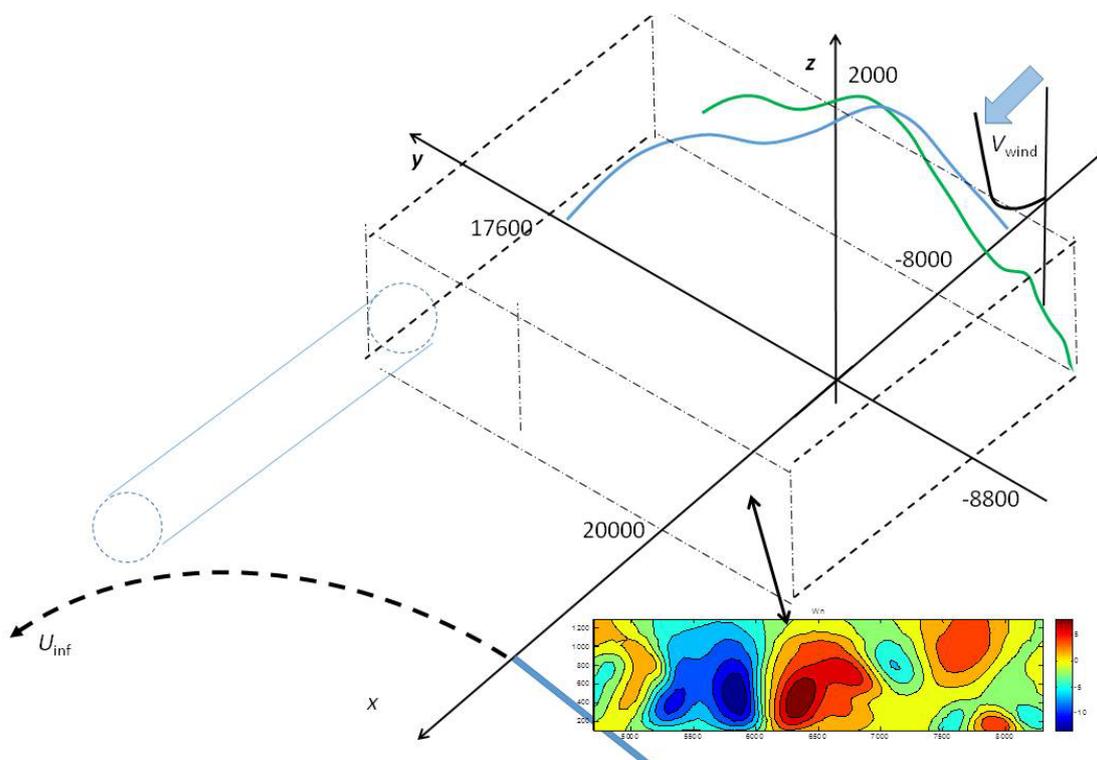


Рис. 2. Постановка задачи  
Fig. 2. Statement of the problem

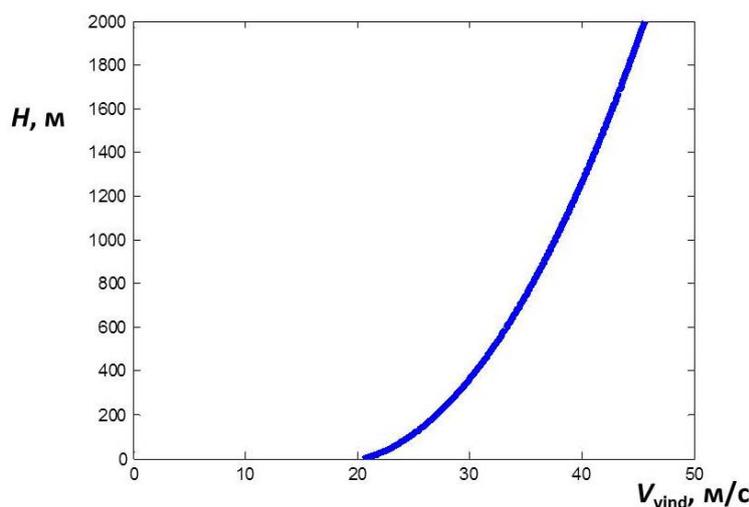


Рис. 3. Профиль скорости ветра по высоте  
Fig. 3. Height wind profile

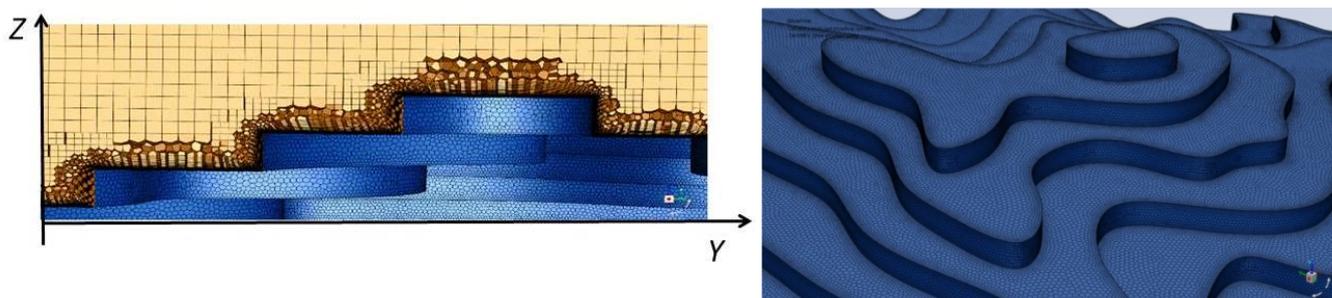


Рис. 4. Фрагменты расчетных сеток  
Fig. 4. Fragments of computational grids

### МОДЕЛИРОВАНИЕ ФОРМИРОВАНИЯ КОГЕРЕНТНЫХ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР ПРИ ВЕТРОВОМ ОБТЕКАНИИ РЕЛЬЕФА И ВЕРИФИКАЦИЯ РЕШЕНИЙ

Решается КЗ для RANS с двухпараметрической  $k-\omega$  SST моделью замыкания [12]<sup>1</sup>. Атмосферное давление 100 000 Па, плотность воздуха 1,18 кг/м<sup>3</sup>. Расчет ведется при среднем уровне турбулентности с шагом по времени  $dt = 0,001$  с. На выходе расчетной области задано среднее статическое давление, равное атмосферному; на подстилающей поверхности и сооружениях – условия прилипания; на верхней и боковых границах заданы условия непротекания.

Для аппроксимации профиля ветра использована параболическая аппроксимация профиля, заданного на входной границе (рис. 3)

$$U(H) = \left( -b + \sqrt{b^2 - 4ac} \right) / (2a),$$

где  $a = 2,64$ ;  $b = -94,8$ ;  $c = 833 - H$ . Пример решения приведен на рис. 5.

Методы вычислительной аэрогидромеханики реализуют решение начально-краевых задач для нелинейных уравнений в частных производных, корректность которых не доказа-

<sup>1</sup> ANSYS FLUENT 12.0 User's Guide [Электронный ресурс] // ANSYS. URL: <https://www.afs.enea.it/project/neptunius/docs/fluent/html/ug/node1.htm> (дата обращения: 28.08.2021).

на [13] на вычислительной технике, как правило, недостаточной мощности для их полноценной верификации. Для верификации методов расчета стационарных течений в работе [14] предложены два критерия, основанных на принципе максимума давления, согласно которому поверхности  $Q = 0.5(\overline{\Omega_{ij}}\overline{\Omega_{ij}} - \overline{S_{ij}}\overline{S_{ij}}) = 0$  разделяют область течения на подобласти, где  $Q > 0$ , в которых не может быть локального максимума давления, и  $Q < 0$ , где не может быть локального минимума. Здесь  $\overline{\Omega_{ij}} = 0.5(\partial u_i / \partial x_j - \partial u_j / \partial x_i)$  – тензор завихренности,  $\overline{S_{ij}} = 0.5(\partial u_i / \partial x_j + \partial u_j / \partial x_i)$  – симметричный тензор скоростей деформации.

Так как в ядре вихря имеется разрежение, иначе бы вихрь не существовал, и область отрыва характеризуется пониженным давлением, то  $Q < 0$  свидетельствует о нарушении принципа максимума давления. На основании этого предложены критерии 1 и 2, требующие положительности  $Q$  в ядрах вихрей и областях отрыва потока. Наличие областей, содержащих множество фрагментов  $Q < 0$ , в зоне формирования вихревых структур свидетельствует о нарушении локальной изотропности течения и, как следствие, некорректности линейных моделей градиентной диффузии, что снижает точность (линейных, изотропных, буссинесковых) моделей замыкания. На основании этого предложены критерий 3, требующий отсутствия резких осцилляций  $Q$  в области течения, и критерий 4, согласно которому поле течения не должно иметь замкнутых поверхностей  $Q = 0$ , охватывающих обтекаемое тело или его фрагменты (кольцевые структуры на рис. б), так как они необходимым образом пересекают за телом след, содержащий области минимума давления отрывных зон и вихревых структур. При этом независимо от того, где области  $Q > 0$  и  $Q < 0$ , во внутренней или внешней по отношению к поверхности  $Q = 0$  областях, происходит нарушение принципа максимума давления.

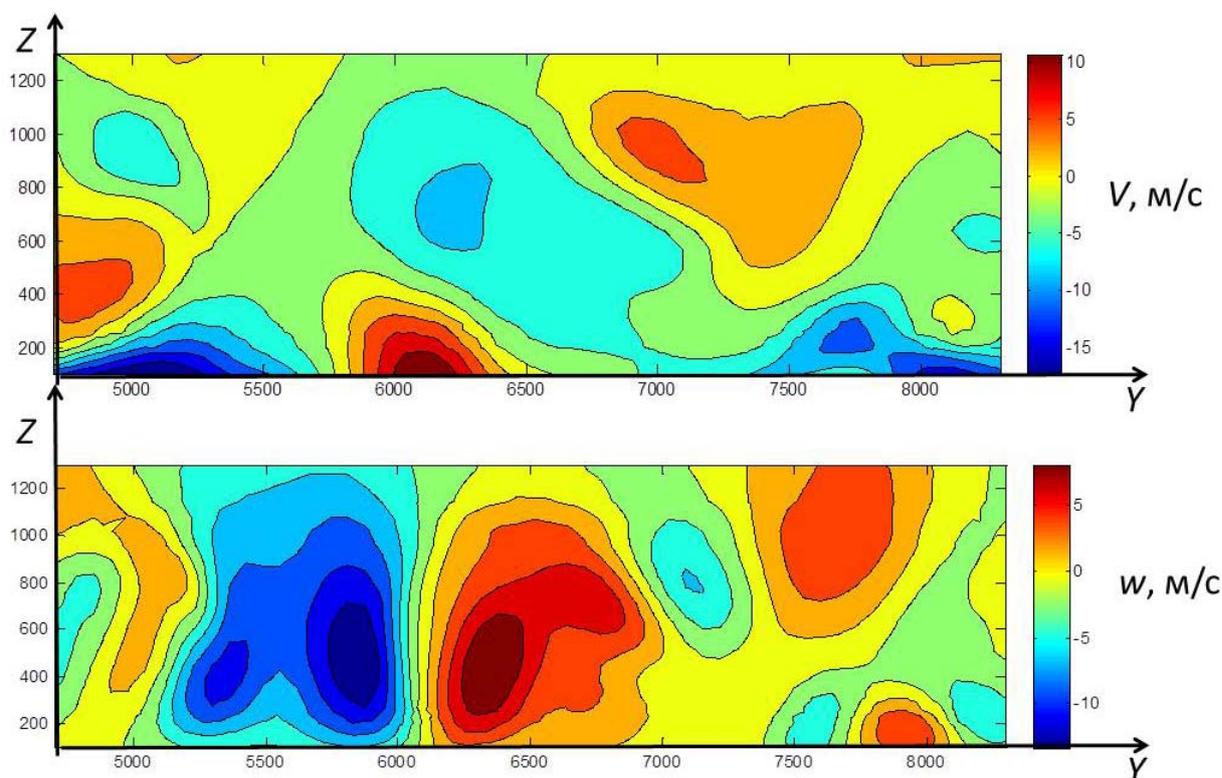


Рис. 5. Поля поперечных компонент скорости на выходной границе  
Fig. 5. Transverse velocity components fields at the output boundary

Применение этих критериев в данной работе для оценки качества расчета позволило оптимизировать недостаточно подробные расчетные сетки. На рис. 6 приведены поверхности  $Q = 0,00001$ , соответствующие расчетам на разных сетках. Расчеты на сетках невысокого качества приводят к возникновению петель в следе за островом и нарушению критерия 4. На рис. 7 приведено окончательное решение в виде полей скоростей в горизонтальных сечениях  $z = 150, 250$  и  $350$  м, полученное при расчете на улучшенной сетке.

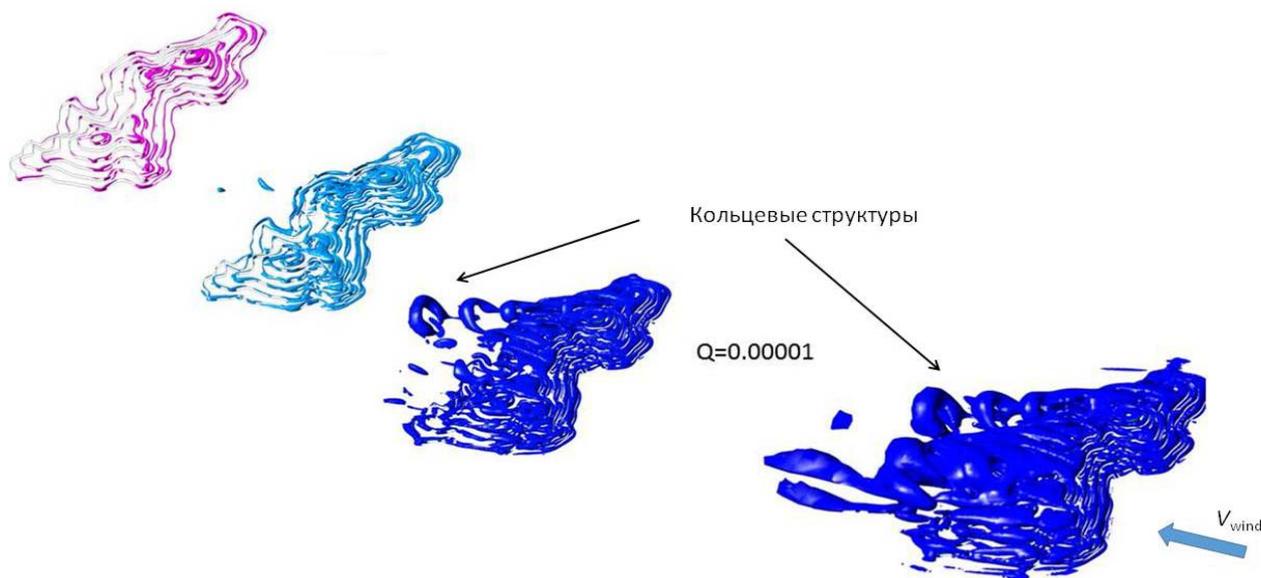


Рис. 6. К вопросу верификации решения (поля  $Q$ -параметра для разных сеток)  
Fig. 6. To the problem of solution verification ( $Q$ -parameter field for different grids)

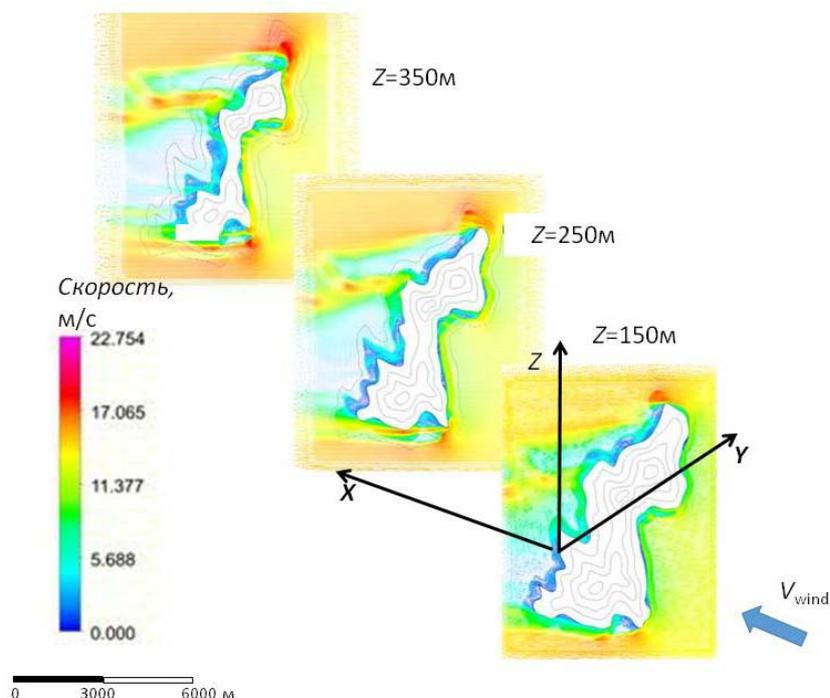


Рис. 7. Поля модуля скорости на высотах 150, 250, 350 м  
Fig. 7. Velocity module fields at the heights 150, 250, 350 m

## ЭВОЛЮЦИЯ КОГЕРЕНТНЫХ ВИХРЕВЫХ СТРУКТУР В АТМОСФЕРЕ

Для моделирования эволюции КВС выполнено формирование начальной двумерной вихревой структуры в потенциальном приближении дискретными вихрями с ядром вихря Рэнкина. Предложен и реализован следующий алгоритм аппроксимации начального поля дискретными вихрями. Задается некоторое (приобретается с опытом) число максимумов  $\Omega_{\max}$  и минимумов  $\Omega_{\min}$  (в рассмотренном ниже примере два максимума и два минимума). В окрестности экстремумов в итерационной процедуре  $R_v^{n+1} = R_v^n + h$ , где  $h$  – локальный шаг расчетной сетки,  $R_v$  – радиус окружности с центром в экстремуме, на каждом шаге суммируется поток завихренности внутри круга радиуса  $R_v^n$ , и по теореме Стокса

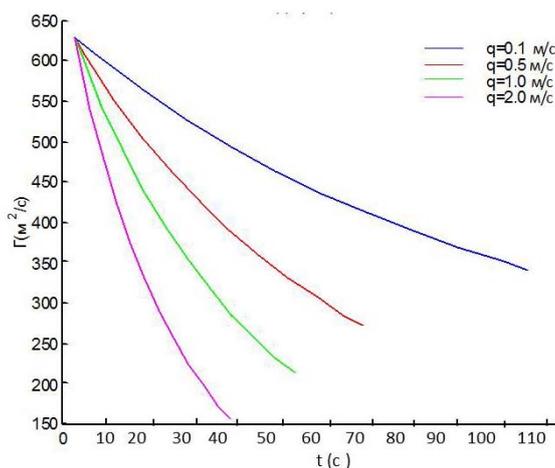
$$\Gamma = 2\pi R_v V_\tau = \iint_{C_v} \omega_z dx dy$$

определяется величина скорости  $V_\tau$  касательной к контуру  $C_v$  границы области интегрирования (окружности радиуса  $R_v^n$ ). Достижение максимума позволяет определить радиус данного ядра  $R_v$ .

При моделировании эволюции сформированной КВС учитывается уменьшение циркуляции (рис. 8). Для аппроксимации представленной зависимости использована следующая формула:

$$\Gamma(t) = \Gamma_0 K(t), \quad K(t) = A + B / t^m,$$

где константы  $A = 200$ ,  $B = 1\,400$ ,  $m = 0,9$  найдены из аппроксимации графика рис. 8 при  $q = 1$  м/с.



**Рис. 8.** Циркуляция вихря в зависимости от времени при разных уровнях атмосферной турбулентности  $q$  [15–17]  
**Fig. 8.** Vortex circulation as a function of time at different levels of atmospheric turbulence  $q$  [15–17]

Для учета условия непротекания на подстилающей поверхности вводятся зеркально отраженные «подземные» вихри. Таким образом, полученная система состоит из восьми вихрей. На рис. 9 приведен фрагмент эволюции КВС, состоящей из четырех пар вихрей на плоскости

$x = \text{const}$  в течение 20 с. Отдельно приведены траектории первого и антисимметричного ему пятого вихрей. Эволюционируя, система вихрей транспортируется ветром. Полученный результат представлен на рис. 10.

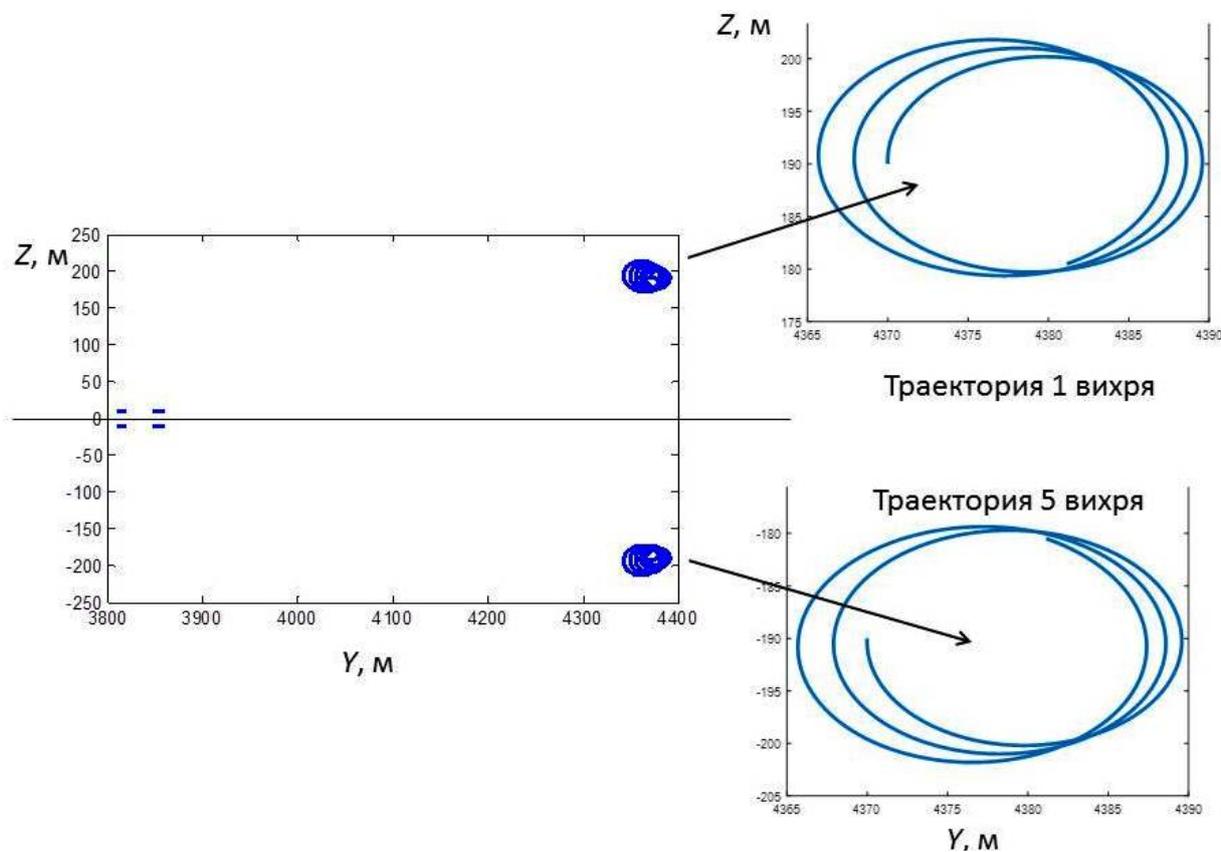


Рис. 9. Эволюция КВС из 4 + 4 вихрей в течение 20 с на плоскости  $x = \text{const}$

Fig. 9. Evolution of the coherent vortex structures from 4 + 4 vortices within 20 seconds on the plane  $x = \text{const}$

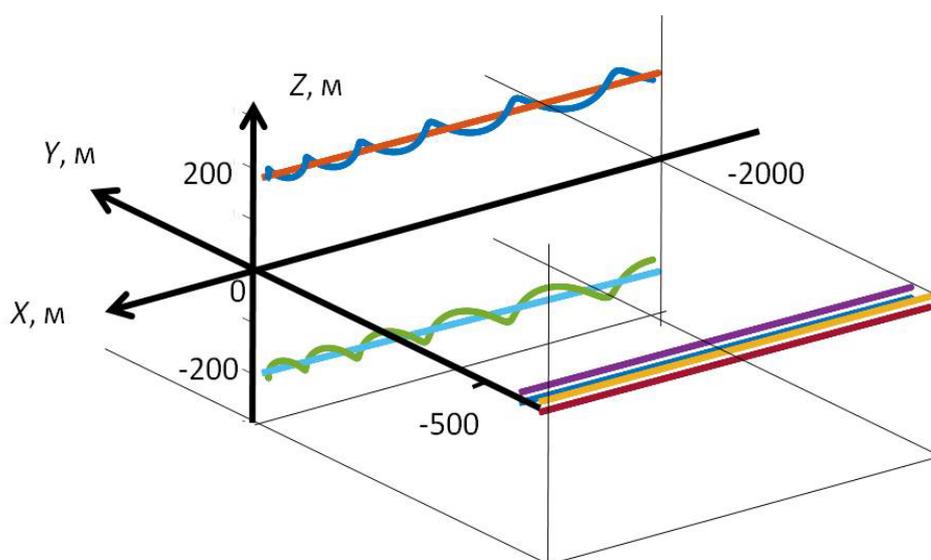


Рис. 10. Эволюция КВС из 4 + 4 вихрей в течение 20 с в пространстве

Fig. 10. Evolution of the coherent vortex structures from 4 + 4 vortices within 20 seconds in 3D

## ОЦЕНКА ПРИРАЩЕНИЯ СИЛ И МОМЕНТОВ, ДЕЙСТВУЮЩИХ НА САМОЛЕТ ПРИ ПОПАДАНИИ В ВИХРЕВЫЕ СТРУКТУРЫ

После взлета самолет попадает в КВС, возникшую при ветровом обтекании полуострова Шонча. Для вычисления приращения сил и моментов, возникающих на самолете от воздействия КВС, написан компьютерный код на базе метода граничного элемента [18], который опирается на теорему о том, что 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 двойному слою источников на панели. Валидация этого метода выполнена на базе экспериментов в аэродинамических трубах [19–21].

Рассматривается самолет типа МС-21 [22] (рис. 11). В данном случае поверхность разбивается на 876 панелей.

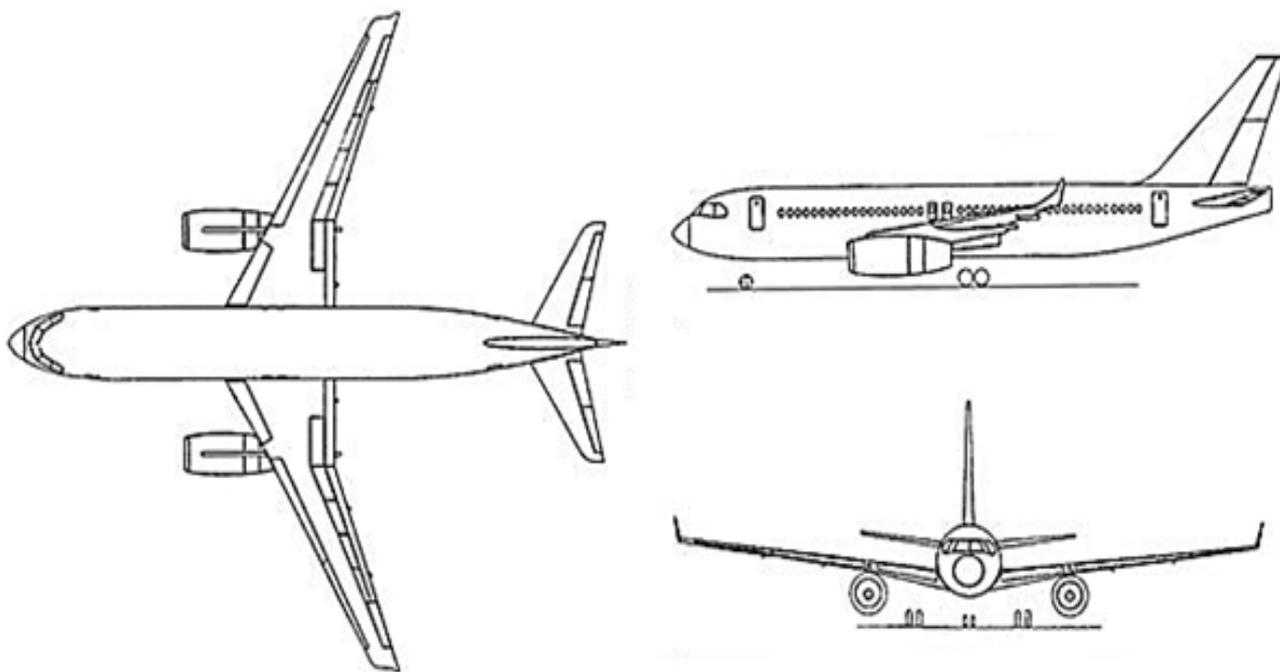


Рис. 11. Схематический вид самолета МС-21  
Fig. 11. A schematic view of the aircraft MS-21

На рис. 12 даны результаты расчета приращения аэродинамических сил и моментов для различных высот (от 100 до 500 м) вхождения самолета в КВС. На оси абсцисс отложено боковое отклонение по оси  $y$  в пределах от  $-500$  до  $1500$  м. Верв кривых соответствует разным высотам полета самолета.

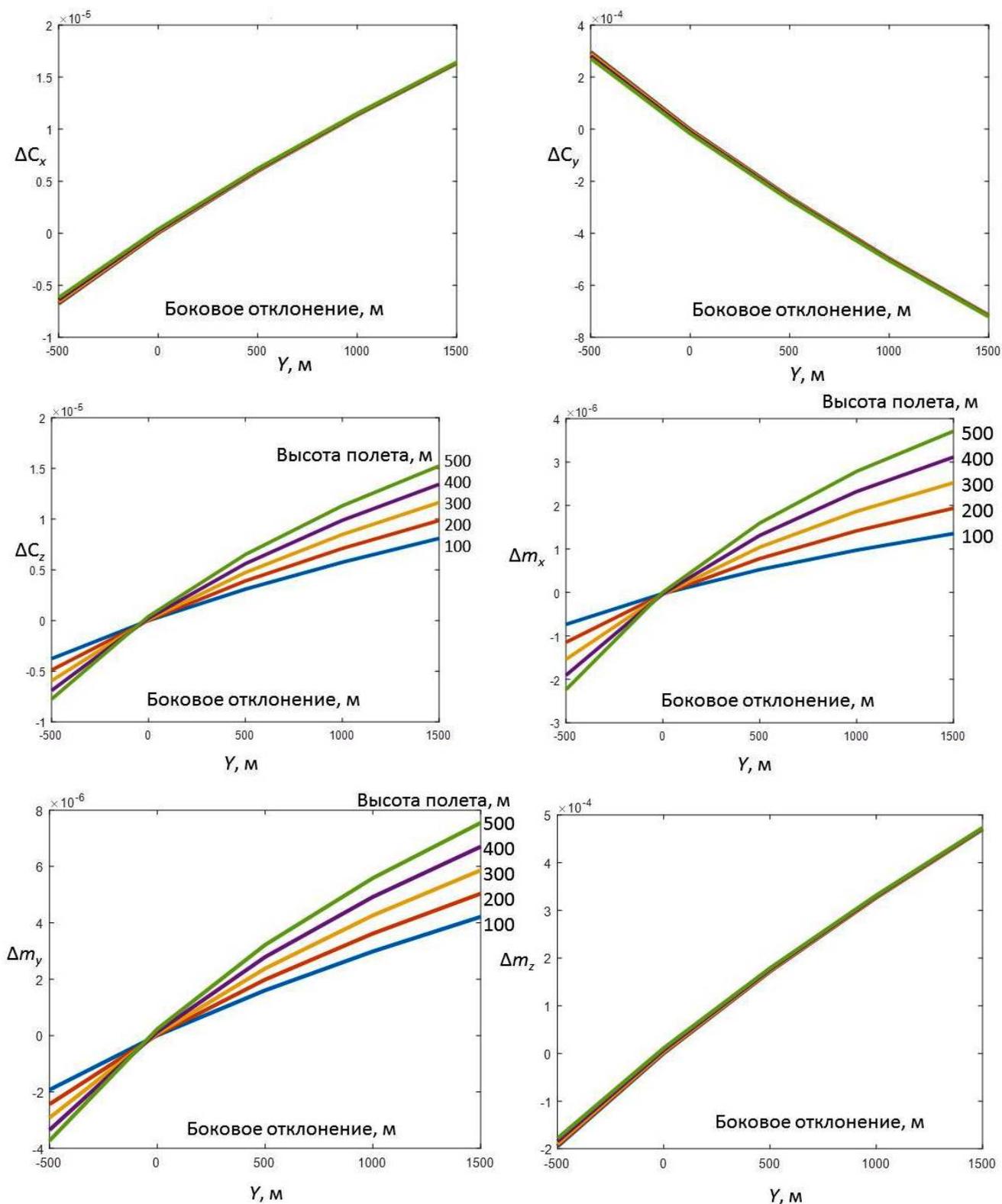


Рис. 12. Приращения аэродинамических сил и моментов в зависимости от высоты полета и бокового отклонения самолета

Fig. 12. Increments of the aerodynamic forces and moments as a function of the flight height and aircraft lateral divergence

Максимальный располагаемый коэффициент момента крена при полном отклонении элеронов составляет  $|\Delta m_{x\_эл.расп}| = 0,05$ . Располагаемое значение коэффициента момента рыскания при отклонении руля направления на угол  $25^\circ$   $|\Delta m_{y\_рн.расп}| = 0,04$ . Как видно, наведенные моменты крена и рыскания не превышают располагаемые управляющие моменты.

## ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ И ВЫВОДЫ

В строгой постановке решение данной задачи состоит в моделировании состояния атмосферы вдоль траектории полета самолета с последующим расчетом его обтекания непотенциальным потоком возмущенной атмосферы и по найденному распределению давления на поверхности определению приращения сил и моментов. При этом нельзя пренебрегать обратным влиянием самолета на КВС. Решение задачи в такой постановке требует не только колоссальных ресурсов компьютера, но и непригодно для работы в диалоговом режиме. При этом также встает вопрос об исчерпывающем наполнении граничных условий решаемой начально-краевой задачи, чтобы сохранить строгость постановки.

Созданный приближенный метод свободен от этих недостатков и может быть использован для моделирования опасных ситуаций, связанных с попаданием самолета в когерентные вихревые структуры возмущенной атмосферы, а также для поиска аэродинамических средств повышения безопасности полета при организации движения в зоне аэропорта, в частности на режимах взлета и посадки в условиях возмущенной атмосферы. Метод будет полезен при поиске мер по повышению безопасности полета и расширению возможностей авиации при выполнении полетов в горной местности, а также при моделировании сложных ситуаций при эксплуатации авиации корабельного базирования [23, 24] и беспилотной авиации.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Барри Г. Погода и климат в горах. Л.: Гидрометеиздат, 1984. 310 с.
2. Зилитинкевич С.С. Динамика пограничного слоя атмосферы. Л.: Гидрометеорологическое издательство, 1970. 292 с.
3. Лайхтман Д.Л. Физика пограничного слоя атмосферы. Л.: Гидрометеорологическое издательство, 1970. 340 с.
4. Bobylev A.V. Aircraft vortex wake and flight safety problems / A.V. Bobylev, V.V. Vyshinsky, G.G. Soudakov, V.A. Yaroshevsky // Journal of Aircraft. 2010. Vol. 47, no. 2. P. 663–674.
5. Ананьин И.В. Вихри в земной коре и их влияние на поверхностные явления на земле // Труды ХХХ академических чтений по космонавтике. М.: Комиссия РАН, 2006. С. 191–192.
6. Быков Л.П. Применение модели пограничного слоя атмосферы над сложной поверхностью к изучению бризовой циркуляции // Труды главной геофизической обсерватории им. А.И. Воейкова. 1981. Вып. 454. С. 97–108.
7. Матвеев Л.Т. Динамика облаков. Л.: Гидрометеиздат, 1981. 321 с.
8. Hilsenrath E. High altitude aircraft water vapor measurements // AIAA/AMS International Conference on the Environmental Impact of Aerospace Operations in the High Atmosphere. USA, Colorado, Denver, 11–13 June 1973. 7 p. DOI: 10.2514/6.1973-511
9. Жигулев В.Н. Динамика неустойчивостей. М.: Изд-во МФТИ, 1996. 344 с.
10. 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.

11. **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.

12. **Menter F.R., Kuntz M., Langtry R.** Ten years of industrial experience with the SST turbulence model // Turbulence, Heat and Mass Transfer 4: 4th international symposium on turbulence, heat and mass transfer. Turkey, Antalya, 12–17 October 2003. 8 p.

13. **Роуч П.** Вычислительная гидродинамика. М.: Мир, 1980. 616 с.

14. **Вышинский В.В., Сизых Г.Б.** О верификации расчетов стационарных дозвуковых течений и о форме представления результатов // Математическое моделирование. 2018. Т. 30, № 6. С. 21–38.

15. **Воеводин А.В.** Эволюция струйно-вихревого следа за пассажирским самолетом / А.В. Воеводин, В.В. Вышинский, А.М. Гайфуллин, Ю.Н. Свириденко // Аэромеханика и газовая динамика. 2003. № 4. С. 23–31.

16. **Вышинский В.В., Судаков Г.Г.** Математическая модель эволюции вихревого следа за самолетом в турбулентной атмосфере // Аэромеханика и газовая динамика. 2003. № 3. С. 46–55.

17. **Вышинский В.В., Судаков Г.Г.** Вихревой след самолета в турбулентной атмосфере (физические и математические модели). М.: Издательство ЦАГИ, 2005. 155 с.

18. **Свириденко Ю.Н., Инешин Ю.Л.** Применение панельного метода с симметризацией особенностей к расчету обтекания самолета с учетом влияния струй двигателей // Труды ЦАГИ. 1996. № 2622. С. 41–53.

19. **Михайлов Ю.С.** Моделирование воздействия вихревого следа на модель самолета в аэродинамической трубе // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 175. С. 62–69.

20. **Mikhailov Yu.S.** Vortex wake simulation in a wind tunnel // Trudy TsAGI. 1999. Vol. 2641. P. 197–203.

21. **Matveev A.V., Nazarov V.V., Osminin R.I.** Experimental study into three-dimensional displacements of a flexible aircraft model under the action of gusts in wind-tunnel flow // Trudy TsAGI. 1999. Vol. 2641. P. 274–282.

22. **Kraft M.** Template – Irkut MS-21 [Электронный ресурс] // 3D Warehouse. URL: <https://3dwarehouse.sketchup.com/model/2d7562f5bf2c7f2da1d85548168d6015/Template-Irkut-MS-21-original-by-Saelin-WIP-2mb> (дата обращения: 25.01.2021).

23. **Аубакиров Т.О.** 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.

24. **Weishäupl C., Laschka B.** Euler solutions for airfoils in inhomogeneous atmospheric flows // Journal of Aircraft. 2001. Vol. 38, no. 2. P. 257–265. DOI: 10.2514/2.2783

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

**Вышинский Виктор Викторович**, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник отделения аэродинамики самолетов и ракет НИО-2 ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, [viktor.vyshinskiy@tsagi.ru](mailto:viktor.vyshinskiy@tsagi.ru).

**Зоан Конг Тьинь**, аспирант кафедры прикладной механики и информатики Московского физико-технического института, [doancongchinh@phystech.edu](mailto:doancongchinh@phystech.edu).

## ATMOSPHERIC WIND FLOW AROUND THE MOUNTAIN LANDSCAPE IN THE VICINITY OF DA NANG AIRPORT AND FLIGHT SAFETY ISSUES

Victor V. Vyshinsky<sup>1</sup>, Zoan Kong Tin<sup>2</sup>

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

<sup>2</sup>Moscow Institute of Physics and Technology (State University), Dolgoprudny, Russia

### ABSTRACT

Wind boundary layer flow over the mountain landscape and large structures located around runways (RWs) creates coherent vortex structures (CVSs) that can cross a glideslope and airspace in the vicinity of an airport. The aircraft, encountering a vortex structure, experiences significant changes of the aerodynamic forces and moments, what is especially hazardous due to proximity to terrain. From a mathematical point of view, the solution of this problem presents a challenge due to extremely large space – time scale of the phenomenon, the lack of relevant atmospheric models, as well as comprehensive initial – boundary conditions in numerical modeling. In this paper, a composite solution is constructed: the CVSs area generation is computed in sufficient details within the framework of the grid method. Based on the data obtained in the approximation of analytical functions, an initial vortex structure is formed, the evolution and stochastics of which are modeled within the potential approximation by means of Rankine vortices. The evaluation of the forces and moments increment from the impact of vortex structures on the aircraft was carried out by the panel method using the engineering approach. As an example, the CVSs, resulting from wind flow around the mountainous area of the Son Tra Peninsula, that is located short of RWs 35R-17L and 35L-17R of Da Nang airport, are investigated. To improve the computational grids quality and verify the method of solving the boundary value problem for the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations, we used the criteria based on the principle of maximum pressure, requiring  $Q$ -parameter positivity property in the vortices cores and flow separation regions. A CVS related aviation event, involving a passenger aircraft MC-21, is studied. The aircraft, after takeoff from RW 35R-17L setting the course close to the direction of the vortex wind structure axis from the Son Tra Peninsula, encountered the mountainous area CVS.

**Key words:** coherent vortices structures in the atmosphere, rotor turbulence, flight safety, boundary value problems, Reynolds-averaged Navier-Stokes equations, boundary element method, method of discrete vortices, panel methods.

### REFERENCES

1. Barry, G.R. (1984). *Pogoda i klimat v gorakh* [Weather and climate in mountains]. Leningrad: Gidrometeoizdat, 310 p. (in Russian)
2. Zilitinkevich, S.S. (1970). *Dinamika pogranichnogo sloya atmosfery* [The dynamics of the atmospheric boundary layer]. Leningrad: Gidrometeorologicheskoye izdatelstvo, 292 p. (in Russian)
3. Laikhtman, D.L. (1970). *Fizika pogranichnogo sloya atmosfery* [The physics of the atmospheric boundary layer]. Leningrad: Gidrometeorologicheskoye izdatelstvo, p. 340. (in Russian)
4. Bobylev, A.V., Vyshinsky, V.V., Soudakov, G.G. and Yaroshevsky, V.A. (2010). *Aircraft vortex wake and flight safety problems*. Journal of Aircraft, vol. 47, no. 2, p. 663–674.
5. Ananin, I.V. (2006). *Vikhri v zemnoy kore i ikh vliyaniye na poverkhnostnyye yavleniya na zemle* [Vortices in the earth's crust and their influence on surface phenomena on the earth]. Trudy XXX akademicheskikh chteniy po kosmonavtike [Proceedings of XXX Academic Readings on Astronautics]. Moscow: Rossiyskaya Akademiya Nauk, p. 191–192. (in Russian)
6. Bykov, L.P. (1981). *Primeneniye modeli pogranichnogo sloya atmosfery nad slozhnoy poverkhnostyu k izucheniyu brizovoy tsirkulyatsii* [Application of the atmospheric boundary layer above a complex surface model to the study of breeze circulation]. Trudy glavnoy geofizicheskoy observatorii, issue 454, p. 97–108. (in Russian)
7. Matveev, L.T. (1981). *Dinamika oblakov* [The dynamics of clouds]. Leningrad: Gidrometeoizdat, 312 p. (in Russian)

8. **Hilsenrath, E.** (1973). *High altitude aircraft water vapor measurements*. AIAA/AMS International Conference on the Environmental Impact of Aerospace Operations in the High Atmosphere. USA, Colorado, Denver, 7 p. DOI: 10.2514/6.1973-511
9. **Zhigulev, V.N.** (1996). *Dinamika neustoychivostey* [Dynamics of instabilities]. Moscow: Izdatelstvo MFTI, 344 p. (in Russian)
10. **Bosnyakov, I.S. and Soudakov, G.G.** (2014). *Raschet razrusheniya vikhrevoogo sleda za passazhirskim samoletom s pomoshchyu metoda modelirovaniya bolshikh vikhrey vtorogo poryadka approksimatsii* [Destruction calculation of a vortex trail behind a passenger aircraft using the method of large vortices of the second approximation order modeling]. Proceedings of Moscow Institute of Physics and Technology, vol. 6, no. 3, p. 3–12. (in Russian)
11. **Bosnyakov, I.S. and Soudakov, G.G.** (2015). *Verifikatsiya inzhenernoy modeli razrusheniya vikhrevoogo sleda za samoletom s pomoshchyu metoda modelirovaniya bolshikh vikhrey* [Engineering model of vortex trail destruction verification using the method of modeling large aircraft]. Proceedings of Moscow Institute of Physics and Technology, vol. 7, no. 2, p. 83–98. (in Russian)
12. **Menter, F.R., Kuntz, M. and Langtry, R.** (2003). *Ten years of industrial experience with the SST turbulence model*. Turbulence, Heat and Mass Transfer 4: 4th international symposium on turbulence, heat and mass transfer. Turkey, Antalya, 8 p.
13. **Roache, P.** (1980). *Vychislitel'naya gidrodinamika* [Computational Fluid Dynamics]. Moscow: Mir, 616 p. (in Russian)
14. **Vyshinsky, V.V. and Sizykh, G.B.** (2018). *The verification of the calculation of stationary subsonic flows and the presentation of results*. Matematicheskoye modelirovaniye, vol. 30, no. 6, p. 21–38. (in Russian)
15. **Voyevodin, A.V., Vyshinsky, V.V., Gaifullin, A.M. and Sviridenko, Yu.N.** (2003). *Evolutsiya struyno-vikhrevoogo sleda passazhirskogo samolyota* [Jet-vortex trail evolution behind passenger aircraft]. Aeromekhanika i gazovaya dinamika, no. 4, p. 23–31. (in Russian)
16. **Vyshinsky, V.V. and Soudakov, G.G.** (2003). *Matematicheskaya model evolyutsii vikhrevoogo sleda za samoletom v turbulentnoy atmosfere* [Mathematical model of the aircraft vortex trail evolution in turbulent atmosphere]. Aeromekhanika i gazovaya dinamika, no. 3, p. 46–55. (in Russian)
17. **Vyshinsky, V.V. and Soudakov, G.G.** (2005). *Vikhrevooy sled samoleta v turbulentnoy atmosfere (fizicheskiye i matematicheskiye modeli)* [The vortex trail of an aircraft in a turbulent atmosphere (physical and mathematical models)]. Moscow: Izdatelstvo TsAGI, 155 p. (in Russian)
18. **Sviridenko, Yu.N. and Ineshin, Yu.L.** (1996). *Primeneniye panelnogo metoda s simmetrizatsiyey osobennostey k raschetu obtekaniya samoleta s uchetom vliyaniya struyi dvigateley* [Application of the panel method with symmetrizing of singularities to the calculation of the flow around an aircraft taking into account the influence of engine jets]. Trudy TsAGI, vol. 2622, p. 41–53. (in Russian)
19. **Mikhailov, Yu.S.** (2012). *Simulation of the vortex wake effect on aircraft model in wind tunnel*. Nauchnyy Vestnik MGTU GA, no. 175, p. 62–69. (in Russian)
20. **Mikhailov, Yu.S.** (1999). *Vortex wake simulation in a wind tunnel*. Trudy TsAGI, vol. 2641, p. 197–203.
21. **Matveev, A.V., Nazarov, V.V. and Osminin, R.I.** (1999). *Experimental study into three-dimensional displacements of a flexible aircraft model under the action of gusts in wind-tunnel flow*. Trudy TsAGI, vol. 2641, p. 274–282.
22. **Kraft, M.** *Template – Irkut MS-21*. 3D Warehouse. Available at: <https://3dwarehouse.sketchup.com/model/2d7562f5bf2c7f2da1d85548168d6015/Template-Irkut-MS-21-original-by-Saelin-WIP-2mb> (accessed: 25.01.2021).

**23. Aubakirov, T.O., Zhelannikov, A.I., Ivanov, P.E. and Nisht, M.I.** (1999). *Sputnyye sledy i ikh vozdeystviye na letatelnyye apparaty. Modelirovaniye na EVM* [Coflowing trails and their influence on aircraft. Computer simulation]. Almaty, 230 p. (in Russian)

**24. Weishäupl, C. and Laschka, B.** (2001). *Euler solutions for airfoils in inhomogeneous atmospheric flows*. Journal of Aircraft, vol. 38, no. 2, p. 257–265. DOI: 10.2514/2.2783

#### INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

**Victor V. Vyshinsky**, Doctor of Technical Sciences, Professor, Chief Researcher, Department of Aerodynamics of Airplanes and Rockets, Research Department-2, Central Aerohydrodynamic Institute, viktor.vyshinskiy@tsagi.ru.

**Zoan Kong Tin**, Postgraduate Student, Applied Mechanics and Computing Science Chair, MIPT, doancongchinh@phystech.edu.

Поступила в редакцию 15.08.2021  
Принята в печать 25.11.2021

Received 15.08.2021  
Accepted for publication 25.11.2021