

Моделирование турбулентного переноса твердых частиц в дальнем вихревом следе магистрального самолета на взлетно-посадочных режимах¹⁾

Ал. С. Белоцерковский, А. С. Гиневский

Филиал ЦАГИ, Россия

On the basis of the method of a numerical simulation of distant vortex wake of a trunk-route airplane on take-off and landing modes elaborated earlier, the problem about visualization of this wake is resolved by the introducing hard inertial particles into it. This problem is of a principal importance and has relevant practical applications. Thus, special attention is paid to the dependence of atmospheric turbulence on the efficiency of visualization of an airplane's vortex wake depending on the size of particles and their density, the flight altitude, the presence of cross wind and other factors. The results of calculation of pathways of centers of vortex cores behind an airplane Tu-204 are shown at miscellaneous of flight and conforming pathways of a mass center of a cloud of hard particles generated by a vortex wake. Thus, the problem of what physical-chemical properties particles should have so that the vortex wake has become visible is still open.

Проблема взаимодействия дальнего вихревого следа самолета с поверхностью аэродрома на режимах взлета и посадки представляет большой практический и научный интерес [1,2]. При этом очень важен учет вязких эффектов, обусловленных образованием вблизи поверхности аэродрома поперечного течения вдоль размаха крыла, которое индуцировано вихревыми жгутами дальнего вихревого следа. Указанное течение сопровождается образованием на поверхности аэродрома турбулентного пограничного слоя, который на диффузорном участке течения отрывается, порождая продольные вторичные вихри, направление вращения которых противоположно направлению вращения первичных вихрей. При взаимодействии первичных и вторичных вихрей наблюдается не только опускание первичных вихрей, как это следует из теории в невязком приближении [2], но и их подъем на 20-30 м.

На основе такого подхода были рассчитаны вихревые следы на малых высотах полета ($H = 20-80$ м) самолетов В-727, В-747, В-777, А-300, а также отечественных самолетов Ту-204 и Ил-96 [3,4]. Результаты такого расчета находятся в удовлетворительном соответствии с данными летного эксперимента.

Опишем кратко схему расчета. Вначале определяются стационарные аэродинамические характеристики самолета и параметры его ближнего вихревого следа при безотрывном дозвуковом обтекании. При этом возмущения, вносимые самолетом в поток, полагаются малыми по сравнению со скоростью полета V_∞ . Поставленная задача решается методом дискретных вихрей при пластинчатой схематизации поверхностей самолета [2] в линейном

¹⁾ Работа выполнена по гранту РФФИ (проект 02-01-00476)

приближении. В итоге определяются параметры ближнего вихревого следа самолета. Далее используется приближенный прием, который состоит в том, что сходящая с самолета вихревая пелена полагается плоской, т.е. неизменной вдоль продольной координаты $-\infty < x < \infty$. В итоге сворачивание вихревой пелены в два вихревых жгута может быть рассчитано в рамках плоской нестационарной задачи.

Таким образом, установившийся процесс сворачивания трехмерной вихревой пелены за самолетом полагается эквивалентным нестационарному процессу сворачивания двумерной вихревой пелены во времени t , причем $t = x / V_x$. Влияние реактивных струй двигателей на развитие дальнего вихревого следа не учитывается, поскольку реактивные струи затухают достаточно быстро по сравнению с медленным затуханием вихревых жгутов дальнего вихревого следа самолета. Таким образом, развиваемый подход базируется на использовании метода дискретных вихрей и расчета турбулентного пограничного слоя.

В статьях [3, 4], а также в докладах авторов на симпозиумах МДОЗМФ-2000 и 2001 описаны приближенный способ определения диссипации первичных и вторичных вихревых жгутов и учет влияния турбулентности атмосферы на циркуляцию этих жгутов. Полученные в указанных работах результаты дают представление о закономерностях развития дальнего вихревого следа тяжелого самолета на режимах взлета и посадки.

Большой практический интерес представляет визуализация дальнего вихревого следа самолета, при которой этот след становится видимым. Это позволило бы пилотам на режимах взлета и посадки получать представление о конфигурации первичных вихревых жгутов, их подскоке, боковом сносе при наличии ветра. Такого рода визуализация может быть реализована при введении в вихревой след мелких твердых частиц. Соответственно, при расчете по разработанному ранее алгоритму дальнего вихревого следа самолета в вихревые жгуты вводятся твердые частицы и прослеживается их движение.

Предполагается, что частицы не взаимодействуют друг с другом и не оказывают влияния на поток, параметры которого известны, а уравнение движения частиц выводится с учетом действующих на них сил аэродинамического сопротивления и веса. Коэффициент сопротивления сферической частицы выражается простой одночленной зависимостью [5]:

$$c_R = a Re^{-n},$$

здесь число Рейнольдса $Re = \rho_1 u d / \mu_1$, где d – диаметр частиц, ρ_1 и μ_1 – плотность и коэффициент вязкости воздуха, $u = \sqrt{(v_{1z} - v_{2z})^2 + (v_{1y} - v_{2y})^2}$ – модуль вектора скорости, где индексы 1 и 2 соответствуют скорости потока и скорости частиц, а коэффициенты a и n – известные эмпирические функции числа Рейнольдса. В рассматриваемой задаче плотность частиц на три порядка превышает плотность воздуха, т.е. $\rho_2 \gg \rho_1$. Уравнения движения частиц в проекции на оси координат y, z можно записать в виде

$$\frac{dv_{2y}}{dt} = \frac{3}{4} c_R \frac{\rho_1}{\rho_2} \frac{1}{d} (v_{1y} - v_{2y}) \sqrt{(v_{1z} - v_{2z})^2 + (v_{1y} - v_{2y})^2} - g$$

$$\frac{dv_{2z}}{dt} = \frac{3}{4} c_R \frac{\rho_1}{\rho_2} \frac{1}{d} (v_{1z} - v_{2z}) \sqrt{(v_{1z} - v_{2z})^2 + (v_{1y} - v_{2y})^2},$$

где g – ускорение свободного падения.

В начальный момент времени в программу расчета вводились координаты частиц заданного диаметра d , которые равномерно располагались вдоль крыла, и их скорости v_{2z} и v_{2y} , а затем прослеживалось движение частиц в процессе сворачивания вихревого следа в два вихревых жгута. В каждый момент времени определялись координаты центров масс твердых частиц, а также центров вихревых жгутов, которые вычислялись как отношение суммы произведений циркуляций Γ_i каждого из продольных вихрей внутри жгута на соответствующие координаты y_i , z_i , к сумме этих циркуляций $\Sigma \Gamma_i$. Для выполнения условия непротекания в расчет подключается система отраженных первичных и вторичных вихрей, которые расположены симметрично основным вихрям относительно поверхности земли, но имеют противоположные знаки. Отметим, что число Рейнольдса и коэффициент аэродинамического сопротивления определялись в начале каждого шага расчета для каждой частицы индивидуально. В отдельные моменты времени число Рейнольдса принимало значения от 10^{-3} до 45.

Ниже приводятся результаты первых расчетов по численной визуализации дальнего вихревого следа самолета Ту-204 при высоте полета ($H = 80$ м) и скорости бокового ветра ($v_w = 0; 0,5$ и 1 м/с). На рис. 1-3 для сравнения приведены траектории центров вихревых жгутов и центров масс облака частиц при различных значениях их плотности и диаметра. В верхней части этих рисунков показаны траектории центров вихревых жгутов и центров масс облака частиц при $t = 0 - 120$ с, вид сзади.

Из представленных результатов следует, что изменение диаметра и плотности частиц может привести к заметным отличиям их траекторий (2) от положения вихревых жгутов (1).

Возможные физико-химические методы визуализации вихревых следов самолета рассмотрены в работах [6,7].

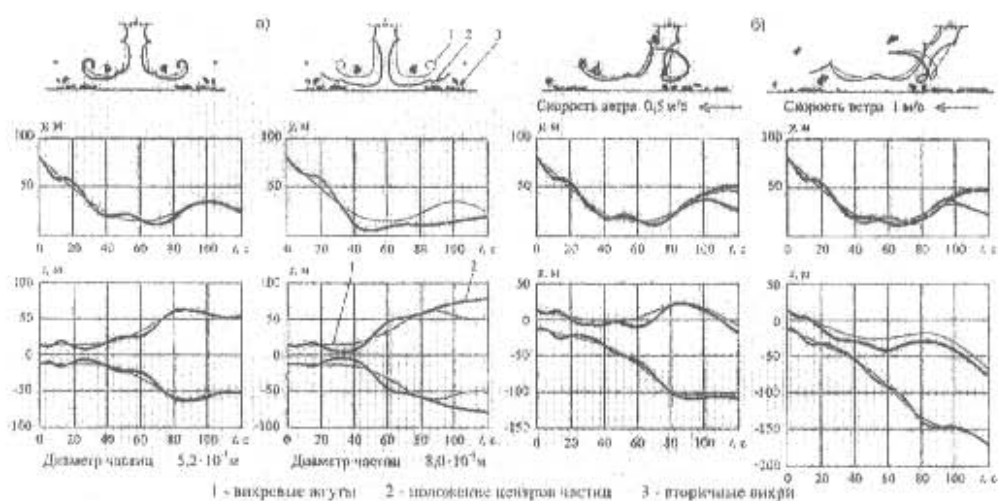


Рис.1. Зависимости $y(t)$ и $z(t)$ для центров вихревых жгутов (1) и центров масс облака частиц (2) при $d = 52$ мкм и 80 мкм (а); аналогичные зависимости при $d = 52$ мкм и скоростях бокового ветра $v_w = 0,5$ и $1,0$ м/с (б); в обоих случаях плотность частиц $\rho_2 = 1000$ кг/м³.

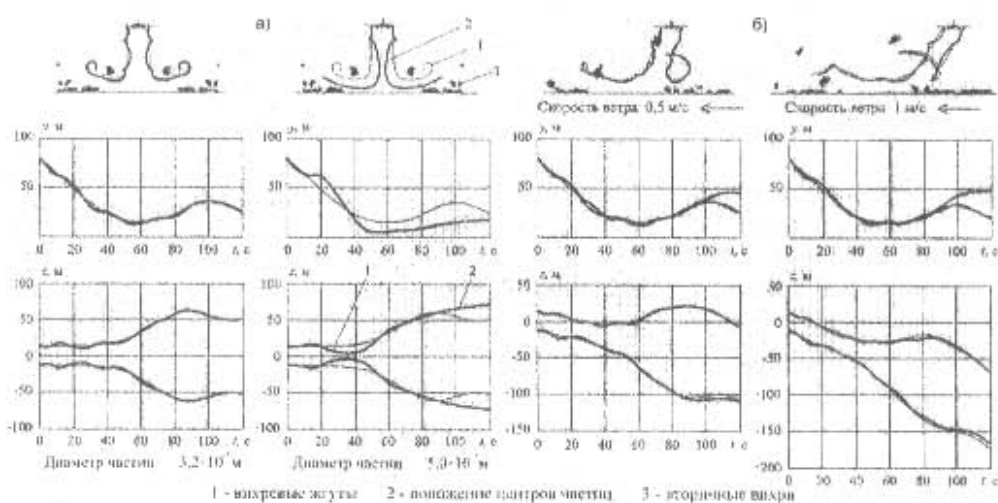


Рис.2. Аналогичные зависимости для плотности частиц $\rho_2 = 2800$ кг/м³ при $d = 32$ мкм и 50 мкм при отсутствии бокового ветра (а) и скоростях бокового ветра $v_w = 0,5$ и $1,0$ м/с для $d = 32$ мкм (б).

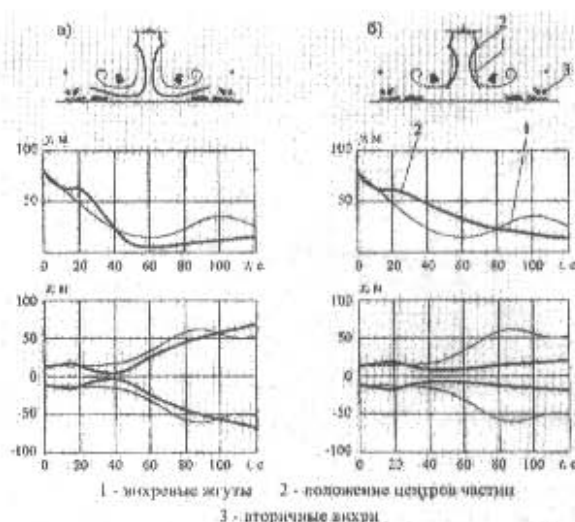


Рис.3. Аналогичные зависимости для диаметра частиц $d = 52$ мкм и значений их плотности $\rho_2 = 2800$ кг/м³ (а) и $\rho_2 = 4500$ кг/м³ (б).

ЛИТЕРАТУРА

1. Вышинский В.В. Вихревой след самолета, безопасность полетов и кризис аэропортов // «Полет», ЦАГИ, 1998, с. 12-19.
2. Аубакиров Т.О., Желанников А.И., Иванов П.Е., Ништ М.И. Спутные следы и их воздействие на летательный аппарат. Моделирование на ЭВМ // Алматы: ТОО «Мария», 1999, 278 с.
3. Белоцерковский Ал. С., Гиневский А.С. Численное моделирование дальнего вихревого следа самолета на взлетно-посадочных режимах // Доклады РАН, 2001. Том 380, № 6, с. 761-764.
4. Белоцерковский Ал.С., Гиневский А.С., Погребная Т.С., Шипилов С.Д. Моделирование дальнего вихревого следа магистральных самолетов Ту-204 и Ил-96 на взлетно-посадочных режимах // Техника воздушного флота, 2002, Том LXXV, № 6, с. 12-20.
5. Островский Г.М. Прикладная механика неоднородных сред // Санкт-Петербург: «Наука», 2000, 360 с.
6. Гринац Э.С., Кашеверов А.В., Стасенко А.Л. Численное исследование струйно-вихревого следа тяжелого самолета у земли // Труды ЦАГИ, 1996, вып. 2622, с. 137-145.
7. Flight safety, aircraft vortex wake and airport operation capacity. Collection of papers // Trudy TsAGI, 1999