

УДК 629.735.33:551.511.6:621.371

Эксперимент с целью изучения вихревых следов самолетов, проведенный на летном поле аэропорта Толмачево в 2018 г.

И.Н. Смалихо, В.А. Банах, А.В. Фалиц, А.А. Сухарев*

*Институт оптики атмосферы им. В.Е. Зуева СО РАН
634055, г. Томск, пл. Академика Зуева, 1*

Поступила в редакцию 9.04.2019 г.

С целью исследования вихревых следов идущих на посадку самолетов, на летном поле аэропорта Толмачево в 2018 г. мы провели эксперимент, в котором были задействованы лидар Stream Line, акустический анемометр АМК-03 и температурный профилемер МТР-5. В ходе эксперимента определены границы применимости метода радиальных скоростей, используемого для получения оценок параметров самолетных вихрей из лидарных измерений, в зависимости от типа самолета и интенсивности ветровой турбулентности. Анализ результатов эксперимента позволил выявить ряд особенностей пространственной динамики и эволюции самолетных вихрей при различных состояниях приземного слоя атмосферы. В частности, установлено, что в случае малой средней скорости бокового ветра и умеренной ветровой турбулентности время жизни вихря, образовавшегося за идущим на посадку большим грузовым самолетом MD-11F, может достигать почти 4 мин.

Ключевые слова: когерентный доплеровский лидар, самолетные вихри; coherent Doppler lidar, aircraft wake vortices.

Введение

В последнее время для экспериментальных исследований пространственной динамики и эволюции вихрей, генерируемых летящим самолетом в пограничном слое атмосферы, широкое применение получили микроимпульсные когерентные доплеровские лидары (МИКДЛ) [1–4]. С учетом специфики таких лидаров разработаны стратегия измерения и методы оценивания параметров вихревого следа самолета из исходных экспериментальных данных МИКДЛ, апробированные в численных и натуральных экспериментах [5–11]. В частности, в [10] представлены результаты эксперимента, проведенного нами в 2016 г. на летном поле аэропорта Толмачево с использованием МИКДЛ Stream Line [2]. Одной из основных целей этого эксперимента было исследование возможностей получения достоверной информации о вихревых следах самолетов различных типов из измерений лидаром такого класса. При этом для оценивания параметров самолетных вихрей (координат оси вихря и его циркуляции) из лидарных измерений применялся метод радиальных скоростей (РС) [5, 6]. Получаемые результаты не противоречат теории и известным экспериментальным данным.

Однако наши лидарные измерения в Толмачево в 2016 г. были проведены в основном в условиях слабой ветровой турбулентности, что позволяло при не слишком сильном боковом ветре осуществлять

лидарную визуализацию самолетных вихрей методом РС с момента их образования до полного затухания. Вопрос о применимости этого метода в зависимости от интенсивности турбулентности и типа самолета, генерирующего исследуемые вихри, оставался открытым.

В настоящей работе представлены результаты эксперимента, проведенного в 2018 г. в Толмачево, в котором кроме лидара Stream Line были задействованы приборы для получения информации о ветре, турбулентности и температуре воздуха. Анализируется продолжительность лидарных наблюдений вихрей, генерируемых самолетами различных типов и при различных атмосферных условиях (силе ветра, кинетической энергии турбулентности и типе температурной стратификации воздуха). Из эксперимента для некоторых типов самолетов определены интервалы значений кинетической энергии турбулентности, обеспечивающих применимость метода РС.

1. Эксперимент

С 13 по 15 июля 2018 г. на летном поле аэропорта Толмачево нами был проведен эксперимент с целью исследования пространственной динамики и эволюции вихрей, генерируемых заходящими на посадку самолетами различных типов, при различном состоянии приземного слоя атмосферы (температурной стратификации атмосферы, силы ветра и интенсивности ветровой турбулентности). Поэтому, в отличие от эксперимента в Толмачево в 2016 г. [10], кроме лидара Stream Line в этом эксперименте были задействованы две автономные метеорологические станции АМК-03 в комплекте с 3- и 10-метровыми

* Игорь Николаевич Смалихо (smalikh@iao.ru); Виктор Арсентьевич Банах (banakh@iao.ru); Андрей Вячеславович Фалиц (falits@iao.ru); Артем Андреевич Сухарев (sukharev@iao.ru).

мачтами и температурный профилемер МТР-5. Место расположения экспериментального оборудования на летном поле аэропорта Толмачево было выбрано с учетом прогноза погоды, согласно которому в течение 4 сут ветер был преимущественно восточным. Следовательно, прибывающие в аэропорт самолеты должны были заходить на посадку с западной стороны взлетно-посадочной полосы (ВПП) навстречу ветру.

На рис. 1 указаны места расположения лидара Stream Line и 10-метровой мачты с акустическим анемометром АМК-03 наверху. Во время лидарных измерений осуществлялось сканирование зондирующим пучком в вертикальной плоскости, перпендикулярной линии вдоль ВПП (черная линия на рис. 1). Расстояние между лидаром и точкой пересечения (белый крестик на рисунке) линии в плоскости сканирования и линии вдоль ВПП составляло $R_r = 320$ м. Угловая скорость сканирования ω_s и максимальный угол места φ_{\max} задавались 2 град/с и 20° соответственно. Идущий на посадку самолет пересекал плоскость сканирования на высоте 58 м (по информации из лидарных данных в случаях отражения зондирующего излучения от самолета) (рис. 2). Согласно нашим оценкам, сразу же после формирования пары самолетных вихрей идеальной формы они находились на высоте $h_0 \approx 56$ м. Угол между плоскостью сканирования и линией север-юг $\theta = 9^\circ$.

Чтобы получить высотные профили температуры воздуха в пограничном слое атмосферы из измерений профилемером МТР-5, он должен находиться на высоте не менее 15 м. Планировалось установить прибор на крыше здания аэропорта или другого объекта, но сделать это не удалось, и МТР-5 был размещен на земле возле 10-метровой мачты (рис. 2, а). Таким образом, достоверными могли быть лишь

данные температуры на самом низком уровне (1 м), получаемые с помощью температурного датчика, входящего в комплект МТР-5. Расстояние между лидаром Stream Line и 10-метровой мачтой составило 18 м. Трехметровая мачта с другим АМК-03 была установлена на расстоянии 14 м от 10-метровой мачты (рис. 2, а).

Перед началом эксперимента на всех компьютерах, входящих в комплект вышеперечисленных приборов, была осуществлена синхронизация времени с точностью до 1 с. Местное время начала работы приборов 18:00 13 июля 2018 г. Согласно прогнозу погоды, в этот день примерно до 18:00 было ясно и жарко, ветер восточный. С помощью сайта <https://www.flightradar24.com/> мы получали информацию о типах самолетов, заходящих на посадку в аэропорт Толмачево. За первый час эксперимента плоскость сканирования зондирующим пучком пересекли два небольших идущих на посадку самолета. Затем, вопреки прогнозу, погода резко переменялась: дождь с грозой, и ветер изменил направление на противоположное. В связи с этим диспетчер аэропорта стал направлять самолеты на посадку с противоположного конца ВПП навстречу ветру. Примерно через час дождь полностью прекратился, но направление ветра не изменилось, и плоскость сканирования пересекали только самолеты на взлете, причем на большой высоте, вне сектора сканирования зондирующим пучком.

Так как перемещение экспериментального оборудования в другое место на летном поле аэропорта заняло бы не менее 3 ч, мы продолжили измерения, ожидая смены направления ветра. Примерно в 06:30 14 июля, через полтора часа после смены направления ветра, первый идущий на посадку самолет пересек плоскость сканирования. С 10:30 14 июля и до окончания эксперимента в 08:00 15 июля ветер

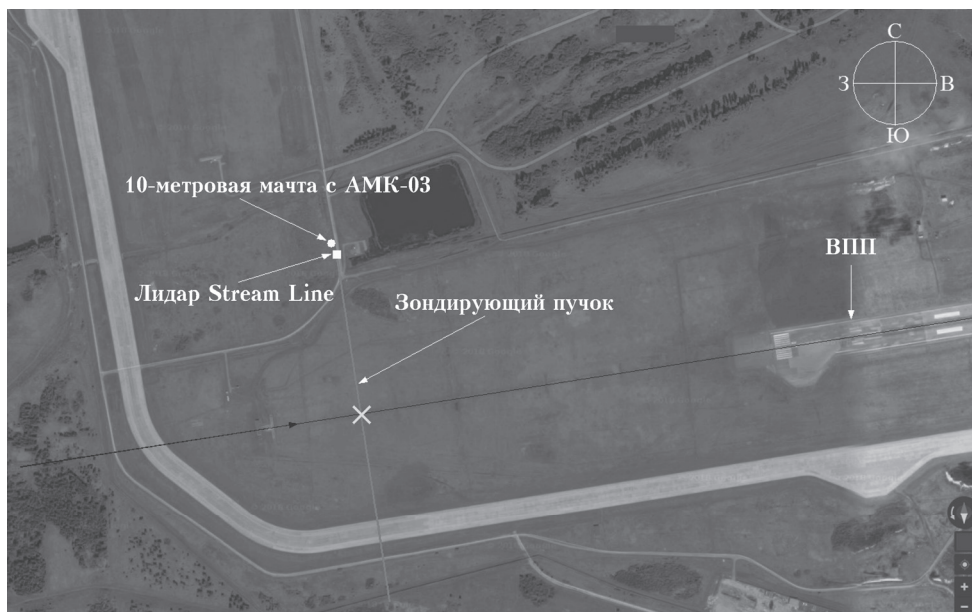


Рис. 1. Карта места проведения эксперимента на летном поле аэропорта Толмачево с 13 по 15 июля 2018 г. с указанием расположения измерительных приборов и плоскости сканирования зондирующим пучком



Рис. 2. Эксперимент на летном поле аэропорта Толмачево в 2018 г.: *а* – 3- и 10-метровые мачты, на которых установлены акустические анемометры АКМ-03, и температурный профиломер МТР-5; *б* – перед пересечением грузовым самолетом MD-11F плоскости сканирования; *в* – после пересечения пассажирским самолетом плоскости сканирования; *г* – после пересечения грузовым самолетом Боинг-747-8F плоскости сканирования

все время был северо-восточным. В соответствии с прогнозом погоды дальнейшее проведение измерений не имело смысла. К тому же за время эксперимента плоскость сканирования пересекло, как нам казалось, достаточное для исследования вихревых следов количество идущих на посадку самолетов: 70, включая большие грузовые: B747-8F (4 шт.), MD-11F (6 шт.) и пассажирские самолеты: B757-2 (1 шт.), A321 (7 шт.), A320 (28 шт.), A319 (8 шт.) и B737-8 (16 шт.).

2. Обработка исходных данных эксперимента

По окончании измерений мы обработали все исходные данные эксперимента. Необходимое условие извлечения информации о самолетных вихрях из лидарных измерениях – превышение отношением сигнал-шум SNR некоего порогового значения $SNR_{\text{Тгг}}$.

Из численных и натурных экспериментов нами установлено, что при использовании для аккумуляции доплеровских спектров 1500 посылок в атмосферу зондирующих импульсов величина $SNR_{\text{Тгг}} = 0,05$. В пределах сектора сканирования (от 0 до 20°) усредненные за 15 мин экспериментальные значения отношения сигнал-шум практически не зависят от угла места φ_m , они определяются расстоянием от лидара R_k . Здесь и далее $\varphi_m = (m + 0,5)\Delta\varphi$; $m = 0, 1, 2, \dots, M - 1$; $M = 100$; $\Delta\varphi = 0,2^\circ$ – разрешение по углу места; $R_k = R_0 + k\Delta R$; $k = 0, 1, 2, \dots, K - 1$ и $\Delta R = 3$ м – шаг по дальности.

На рис. 3 показана зависимость $SNR(R_k)$ от расстояния между лидаром и центром зондируемого объема, полученная после усреднения по всем данным измерений (за период времени, когда идущие на посадку самолеты пересекали плоскость сканирования зондирующим пучком). Для увеличения отношения сигнал-шум в области формирования

самолетных вихрей мы фокусировали зондирующий пучок на расстояние, близкое к $R_r = 320$ м. На рис. 3 серым цветом показаны пределы разброса отдельных оценок отношения сигнал-шум (после 15-минутного усреднения), горизонтальная линия соответствует $\text{SNR}_{\text{Thr}} = 0,05$. Из рис. 3 следует, что, если ветровая турбулентность не слишком сильная (см. ниже), информация о самолетных вихрях может быть получена в интервале расстояний от лидара от $R_{\min} = 100$ м до $R_{\max} = 500$ м. Так как боковой (относительно ВПП) ветер переносит самолетные вихри, важна его скорость V_b (условимся, что при положительной скорости перенос вихрей происходит по направлению от лидара, при отрицательной – в сторону лидара).

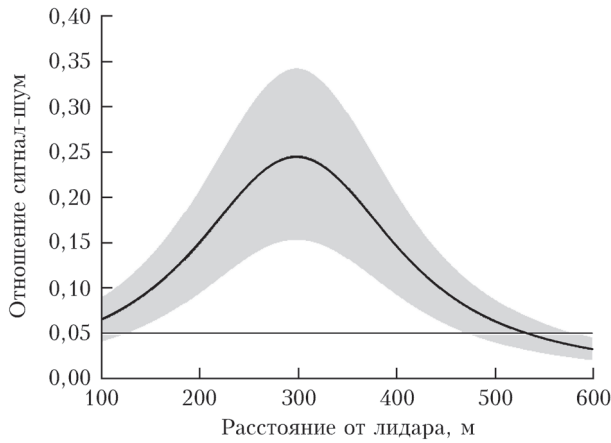


Рис. 3. Усредненная зависимость отношения сигнал-шум (кривая) от расстояния между лидаром Stream Line и центром зондируемого объема. Серым цветом показана область, в пределах которой принимали значения отношения сигнал-шум во время лидарных измерений с 07:00 14 июля до 08:00 15 июля 2018 г. (когда идущие на посадку самолеты пересекали плоскость сканирования); горизонтальная полужирная линия – пороговое значение отношения сигнал-шум для лидарных измерений параметров самолетных вихрей

Рассмотрим пример, когда боковой ветер однородный и квазиламинарный, скорость V_b положительная, начальное расстояние между осями вихрей $b_0 = 50$ м, средняя скорость «разбегания» вихрей при их опускании $v_{21} = v_2 - v_1 = 1$ м/с [11]. Тогда продолжительность лидарного наблюдения левого $t_{\text{obs}}^{(L)}$ и правого $t_{\text{obs}}^{(R)}$ вихрей можно рассчитать по приближенным формулам:

$$t_{\text{obs}}^{(L)} = [R_{\max} - (R_r - b_0/2)] / (V_b - v_{21}/2),$$

$$t_{\text{obs}}^{(R)} = [R_{\max} - (R_r + b_0/2)] / (V_b + v_{21}/2)$$

(в нашем эксперименте $R_r = 320$ м). В результате расчетов по этим формулам мы получаем, что при $V_b = 1$ м/с продолжительности наблюдения вихрей $t_{\text{obs}}^{(L)} = 410$ с и $t_{\text{obs}}^{(R)} = 103$ с (различие в 4 раза), а при $V_b = 5$ м/с $t_{\text{obs}}^{(L)} = 46$ с и $t_{\text{obs}}^{(R)} = 28$ с. Очевидно, что при $V_b = 5$ м/с исследование эволюции самолетных вихрей с помощью лидара Stream Line до их полного затухания не представляется возможным.

По-видимому, оценка времени наблюдения левого вихря $t_{\text{obs}}^{(L)} = 410$ с при $V_b = 1$ м/с является завышенной. Так, максимальное время наблюдения вихря, сгенерированного грузовым самолетом В747, было зафиксировано нами в эксперименте в Толмачево в 2016 г. в условиях практически нулевого бокового ветра и предельно слабой турбулентности. Оно составило 6 мин [10, рис. 5, з]. Время жизни вихря зависит от различных факторов: тип самолета, конфигурация полета (посадка, взлет), высота полета, ветровые сдвиги, температурная стратификация атмосферы (устойчивая, нейтральная и неустойчивая) и ветровая турбулентность. Чем сильнее ветровая турбулентность, тем короче время жизни самолетного вихря [12].

Для обработки исходных данных лидарных измерений с целью получения оценок параметров самолетных вихрей (координат оси $\mathbf{r}_i[t_{C_i}(n)]$ и циркуляции $\Gamma_i[t_{C_i}(n)]$ i -го вихря в моменты времени $t_{C_i}(n)$ после формирования вихрей, $i = 1$ для левого и $i = 2$ для правого вихря; $n = 1, 2, 3, \dots, N$ – номер сканирования зондирующим пучком) мы воспользовались методом РС [5, 6]. Для получения оценок циркуляции вихрей применялась модификация этого метода, учитывающая влияние подстилающей поверхности на самолетные вихри [11].

В случае малой средней скорости бокового ветра продолжительность лидарного наблюдения самолетных вихрей $t_{\text{obs}}^{(L)}$ и $t_{\text{obs}}^{(R)}$ зависит не только от времени жизни вихрей, но и от возможностей определения их параметров из лидарных измерений. Чтобы учесть фоновый боковой ветер в распределениях измеряемой лидаром радиальной скорости $V_L(R_k, \varphi_m; n_0 + n)$ (по расстояниям R_k и углам места φ_m), для каждого сканирования n приходится из этих распределений вычитать распределение $V_L(R_k, \varphi_m; n_0)$, измеренное до появления самолетных вихрей [6]. Такой учет фонового ветра будет вполне корректным пока величина

$$D(R_k) = \sum_n [\Delta V_L(R_k, \varphi_m; n)]^2,$$

где

$$\Delta V_L(R_k, \varphi_m; n) = V_L(R_k, \varphi_m; n_0 + n) - V_L(R_k, \varphi_m; n_0),$$

максимальна в районе нахождения оси самолетного вихря. Однако от сканирования к сканированию амплитуда случайных вариаций $\Delta V_L(R_k, \varphi_m; n)$ будет расти из-за ветровой турбулентности, и при каком-то сканировании максимум $D(R_k)$ уже будет вне района нахождения оси самолетного вихря. В этом случае используемый нами алгоритм не сможет корректно определить параметры самолетного вихря. Чем меньше циркуляция самолетного вихря и чем сильнее ветровая турбулентность, тем раньше это произойдет.

Таким образом, из-за возможностей используемого алгоритма обработки лидарных данных время лидарного наблюдения самолетных вихрей может зависеть от уровня ветровой турбулентности, который в этом случае определяется по величине

кинетической энергии атмосферной турбулентности $E = (\sigma_w^2 + \sigma_u^2 + \sigma_v^2)/2$, где σ_w^2 , σ_u^2 и σ_v^2 – дисперсии вертикальной, продольной и поперечной компонент вектора скорости ветра соответственно. Так как при нейтральной, слабо неустойчивой и слабоустойчивой температурной стратификации в 50-метровом прилегающем к земле атмосферном слое E незначительно меняется с высотой, мы воспользовались лишь данными измерений акустическим анемометром на высоте 10 м (для каждой оценки E использовались данные 25-минутного измерения). Также из исходных данных этого прибора были рассчитаны временные ходы средних значений скорости бокового V_b и продольного V_a ветра, температуры воздуха T .

Разность адиабатического градиента температуры γ_a (сухоадиабатический градиент $\gamma_a \approx 0,01$ град/м) и вертикального градиента средней температуры воздуха $\gamma = -dT/dz$ несет информацию о типе температурной стратификации. Так, при $\gamma_a - \gamma = 0$ стратификация нейтральная, при $\gamma_a - \gamma > 0$ – устойчивая, при $\gamma_a - \gamma < 0$ – неустойчивая. Поскольку акустический анемометр, установленный на 3-метровой мачте, в течение довольно продолжительного времени работал с техническими сбоями, кроме данных температуры на высоте $h_2 = 10$ м, мы воспользовались данными температурного датчика, входящего в комплект профиломера МТР-5, на высоте $h_1 = 1$ м и получили временной ход разности градиентов $\gamma_a - \gamma$ с помощью расчетов по формуле

$$\gamma_a - \gamma = [T(h_2) - T(h_1)] / (h_2 - h_1) + \gamma_a. \quad (1)$$

Кроме временного хода средней скорости бокового ветра $V_b(t)$ на высоте 10 м, мы получили $V_b(t)$ на высоте $h_3 = 50$ м, близкой к высоте формирования самолетных вихрей, из измерений лидаром Stream Line. При этом мы предполагали, что вклад вертикальной скорости ветра в усредненные за 15 мин радиальные скорости $\bar{V}_L(R_k, \varphi_m)$ пренебрежимо мал, и V_b рассчитывалась как $V_b = \langle \bar{V}_L(R_k, \varphi_m) / \cos \varphi_m \rangle_{\Delta h}$, где $\langle \dots \rangle_{\Delta h}$ означает усреднение всех данных, одновременно удовлетворяющих условиям

$$h_3 - \Delta h/2 \leq R_k \sin \varphi_m \leq h_3 + \Delta h/2,$$

$$R_r - \Delta y/2 \leq R_k \cos \varphi_m \leq R_r + \Delta y/2$$

при $\Delta h = 10$ м и $\Delta y = 300$ м.

3. Результаты эксперимента

На рис. 4 представлены временные ходы $V_b(t)$, $V_a(t)$, $E(t)$ и $T(t)$ на высоте 10 м, $V_b(t)$ на высоте 50 м и разности градиентов температуры $\gamma_a - \gamma(t)$ в слое 1–10 м. Серая кривая на рисунке, показывающая $V_b(t)$ на высоте 50 м, обрывается по достижении 23:00 14 июля 2018 г. Это связано с тем, что данные, измеряемые лидаром Stream Line, постоянно сохранялись на жесткий диск компьютера лишь

до этого времени, а затем запись данных возобновлялась каждый раз при появлении в небе самолета, идущего на посадку, на 10–15 мин. Согласно результату обработки данных этих прерывистых записей величина средней скорости бокового ветра на высоте 50 м варьировалась в пределах от 3 до 5 м/с. Отрицательные значения скорости продольного ветра означают, что ветер направлен от ближайшего к лидару конца ВПП к дальнему (во время эксперимента при $V_a < 0$ самолеты пересекали плоскость сканирования зондирующим пучком только на взлете), а при положительных скоростях V_a ветер направлен в противоположную сторону (при $V_a > 0$ в подавляющем числе случаев диспетчер направлял идущие на посадку самолеты навстречу ветру, и тогда они пересекали плоскость сканирования). Данные рис. 4, б объясняют, почему 14 июля первый идущий на посадку самолет пересек плоскость сканирования лишь в 06:30 (до этого в течение ~1,5 ч аэропорт не принимал самолеты, по-видимому, из-за очень сильного тумана).

На рис. 4, в в промежутке времени 18:00–19:00 13 июля 2018 г. виден резкий всплеск кинетической энергии турбулентности, что объясняется сильным возмущением атмосферы во время грозы. Затем, ночью, с 23:00 13 июля до 05:00 14 июля кинетическая энергия была очень мала из-за сильно устойчивой температурной стратификации (рис. 4, д; хотя в этот период времени влажность была 100%, для расчета разности градиентов температуры $\gamma_a - \gamma(t)$ мы полагали γ_a равным сухоадиабатическому градиенту, т.е. 0,01 град/м, так как учет влажности здесь практически не повлиял бы на результат).

Информация, представленная на рис. 4, важна только за период времени с 06:30 14 июля до окончания эксперимента, когда идущие на посадку самолеты пересекали плоскость сканирования. Мы сопоставляли ее с данными продолжительности наблюдения самолетных вихрей $t_{\text{obs}}^{(L)}$ и $t_{\text{obs}}^{(R)}$. Из-за прогрева солнцем поверхности Земли после 8:00 14 июля 2018 г. температурная стратификация стала неустойчивой. При этом до 16:00 ветер в основном усиливался. Благодаря двум факторам: 1) неустойчивой температурной стратификации, при которой величина $\gamma_a - \gamma(t)$ достигает значений $-0,1$ град/м; 2) увеличению скорости ветра на высоте 10 м до 6 м/с, кинетическая энергия турбулентности E в период с 12:00 до 17:00 в 2–5 раз превышает уровень, соответствующий умеренной турбулентности и показанный на рис. 4, в горизонтальной линией. С 17:00 и до окончания эксперимента большую часть времени кинетическая энергия турбулентности превышала этот уровень.

Как уже упоминалось выше, за время измерений лидаром Stream Line в Толмачево в 2018 г. плоскость сканирования зондирующим пучком пересекли 70 самолетов. После обработки исходного экспериментального материала мы получили все данные по самолетным вихрям для этих 70 случаев. Однако более половины результатов оказалось непригодно для анализа эволюции самолетных вихрей ввиду

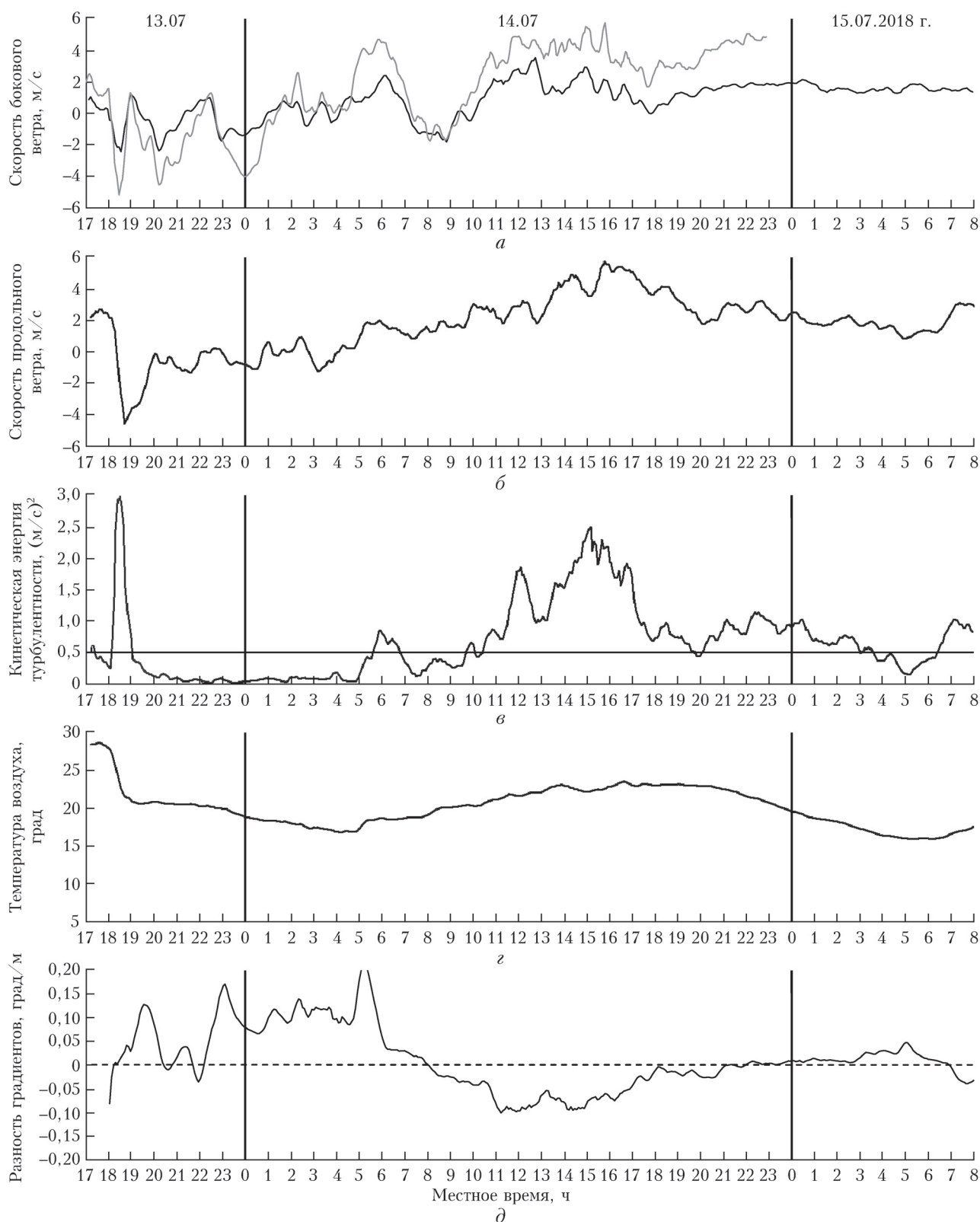


Рис. 4. Временные вариации: *a* – средней скорости бокового ветра; *б* – средней скорости продольного ветра; *в* – кинетической энергии турбулентности; *г* – средней температуры воздуха; *д* – разности адиабатического градиента температуры и градиента средней температуры воздуха. Черными кривыми (*a–г*) показаны параметры, измеренные акустическим анемометром на высоте 10 м; серая кривая – средняя скорость бокового ветра, измеренная лидаром Stream Line на высоте 50 м. Градиент средней температуры воздуха рассчитан из измерений датчиком профиломера МТР-5 на высоте 1 м и акустическим анемометром на высоте 10 м

малой продолжительности наблюдения вихрей $t_{\text{obs}}^{(L)}$ и $t_{\text{obs}}^{(R)}$, зависящей от типа самолета, скорости бокового ветра и силы турбулентности. Согласно данным рис. 4, в с 06:30 14 июля до окончания эксперимента (в период, когда идущие на посадку самолеты пересекали плоскость сканирования) большую часть времени кинетическая энергия турбулентности E превышала $0,5 \text{ м}^2/\text{с}^2$ (сравните кривую и горизонтальную линию на рис. 4, в). Анализ результатов показал, что хоть один из вихрей, генерируемых относительно небольшими пассажирскими самолетами типа А319, А320, А321 и В737-8, можно наблюдать с помощью лидара за как минимум 4 сканирования (продолжительность одного сканирования 10 с) только при условии $E \leq 0,5 \text{ м}^2/\text{с}^2$. В случае же больших грузовых самолетов (MD-11F и особенно В747-8F), генерирующих в полете мощные вихри, такой результат может быть получен и при большей кинетической энергии турбулентности (например, при $E \sim 1 \text{ м}^2/\text{с}^2$).

В таблице даны информация о лидарных наблюдениях как минимум одного самолетного вихря не менее чем за 4 сканирования, а также значения атмосферных параметров во время пересечения самолетом плоскости сканирования. В таблицу вошли данные для всех 10 больших грузовых самолетов (шесть самолетов MD-11F и четыре самолета В747-8F), самолета В757-2, восьми самолетов А320 из 28, пяти самолетов В737-8 из 16, двух самолетов А321 из семи и одного самолета А319 из восьми,

которые пересекали плоскость сканирования зондирующим пучком при заходе на посадку. Данные для пассажирских самолетов (А319, А320, А321 и В737-8), пересекших плоскость сканирования после 10:22:40 14 июля, не представлены. Генерируемые ими вихри видимы лидаром только за 1–3 сканирования. Такое короткое время наблюдения обусловлено в основном сильной турбулентностью и в некоторых случаях большой скоростью бокового ветра (см. рис. 4). Как следует из таблицы, максимальная продолжительность лидарного наблюдения вихря, равная почти 4 мин, имела место для самолета MD-11F, пересекшего плоскость сканирования в 10:09:14, когда средняя скорость бокового ветра была $\sim 1 \text{ м/с}$ на высоте 50 м и $\sim 0 \text{ м/с}$ на высоте 10 м. Причем такая продолжительность относится к левому вихрю, чему, по-видимому, способствовало направление бокового ветра в сторону от лидара.

На рис. 5–7 показаны траектории координат осей левого $\mathbf{r}_1[t_{C_1}(n)]$ и правого $\mathbf{r}_2[t_{C_2}(n)]$ самолетных вихрей ($z_i, y_i, i = 1, 2$) и зависимости их циркуляций $\Gamma_1[t_{C_1}(n)]$ и $\Gamma_2[t_{C_2}(n)]$ от времени, отсчитываемого с момента пересечения самолетом плоскости сканирования, для трех типов самолетов с максимальной для каждого продолжительностью наблюдения вихрей (см. таблицу). Согласно таблице (№ 3 и 6) данные, результаты обработки которых представлены на рис. 5 и 6, были измерены лидаром при почти нулевом боковом ветре и слабой ветровой турбулентности. Характерной особенностью этих двух

Данные наблюдения самолетных вихрей и атмосферные параметры (t_{OF} – местное время пересечения самолетом плоскости сканирования) во время эксперимента (июль 2018 г.) (полужирным выделены грузовые самолеты)

№	Дата	t_{OF}	Тип самолета	$t_{\text{obs}}^{(L)}$ $t_{\text{obs}}^{(R)}$, с	V_b на высоте 50 (10) м, м/с	$E, \text{ м}^2/\text{с}^2$	$\gamma_a - \gamma, \text{ град}^\circ/\text{м}$
1	14 июля	07:01:52	A320	56 55	2,1 (0,8)	0,32	0,028
2		07:05:44	B757-2	54 55	1,9 (0,7)	0,31	0,027
3		07:10:40	A320	180 180	-0,1 (-0,3)	0,15	0,021
4		07:25:17	A319	92 90	-0,4 (-0,7)	0,15	0,019
5		07:26:55	B737-8	85 84	-0,4 (-0,8)	0,14	0,018
6		07:42:11	A321	156 157	-0,2 (-0,4)	0,13	0,015
7		08:08:41	MD-11F	83 119	-1,7 (-1,2)	0,31	-0,003
8		08:43:40	B737-8	103 138	-1,3 (-1,4)	0,34	-0,022
9		08:47:04	B737-8	108 110	-1,3 (-1,5)	0,33	-0,022
10		08:57:31	A321	147 143	-1,5 (-1,5)	0,30	-0,021
11		09:00:39	A320	128 132	-1,4 (-1,4)	0,27	-0,024
12		09:09:39	B737-8	79 62	-0,9 (-0,9)	0,27	-0,024
13		09:12:32	A320	159 170	-0,9 (-0,9)	0,25	-0,026
14		09:37:16	A320	49 48	0,2 (0,2)	0,41	-0,033
15		09:39:52	B737-8	32 31	0,5 (0,2)	0,50	-0,036
16		10:01:17	A320	109 110	1,2 (-0,3)	0,49	-0,041
17		10:09:14	MD-11F	234 111	1,3 (0,1)	0,44	-0,041
18		10:18:49	A320	75 77	2,3 (1,0)	0,46	-0,041
19		10:22:40	A320	49 54	2,5 (1,1)	0,51	-0,034
20		10:47:41	B747-8F	83 29	3,9 (1,9)	0,83	-0,055
21		13:11:16	B747-8F	47 31	4,2 (2,5)	1,05	-0,064
22		22:59:22	B747-8F	56 33	4,8 (2,0)	1,03	0,003
23	15 июля	01:26:59	MD-11F	87 42	4,1 (1,5)	0,66	0,011
24		02:28:45	MD-11F	54 55	4,4 (1,6)	0,76	0,008
25		03:36:04	MD-11F	66 43	4,1 (1,5)	0,59	0,024
26		05:04:04	MD-11F	112 45	3,0 (1,4)	0,21	0,042
27		07:33:01	B747-8F	89 61	4,1 (1,5)	0,93	-0,033

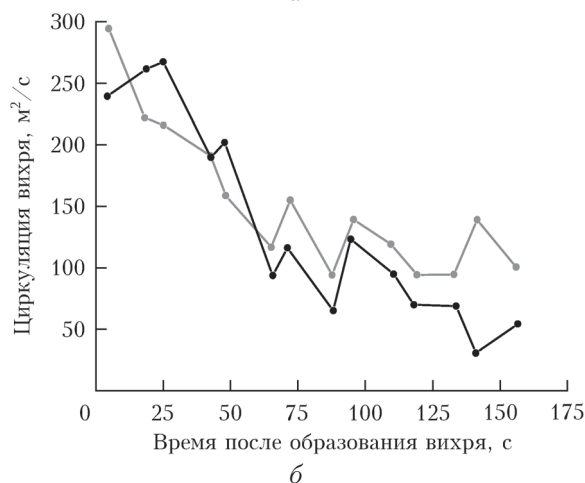
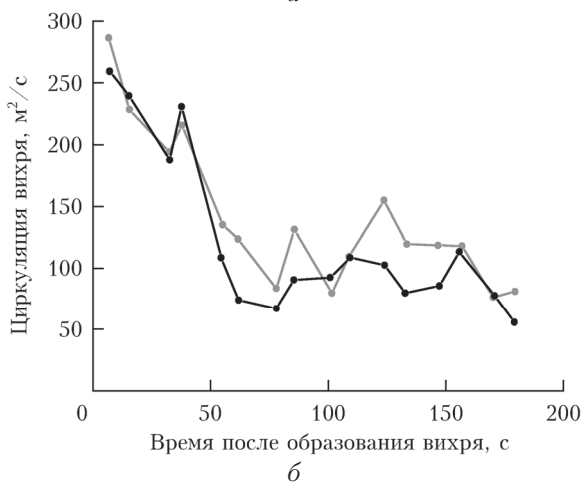
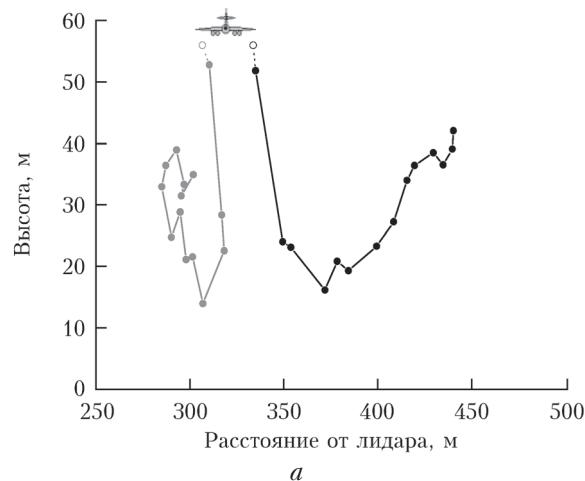
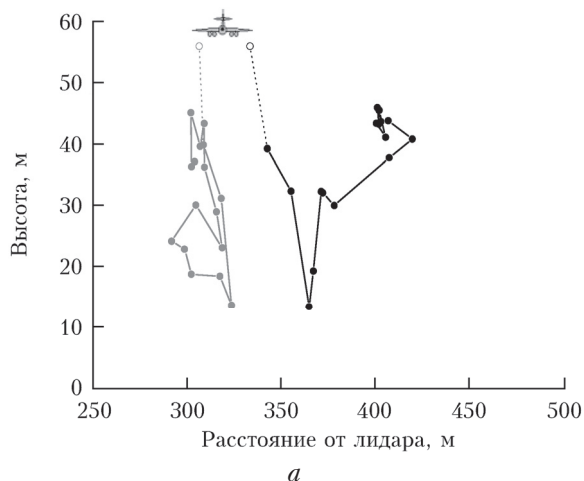


Рис. 5. Траектории осей левого (серая кривая) и правого (черная кривая) самолетных вихрей (а) и изменение циркуляции этих вихрей со временем (б), полученные из измерений лидаром Stream Line на летном поле аэропорта Толмачево 14 июля 2018 г. после пресечения самолетом А320 плоскости сканирования зондирующим пучком в 07:10:40 по местному времени

Рис. 6. То же, что и на рис. 5, для самолета А321 в 07:42:11 по местному времени

случаев является то, что после опускания вихрей до высоты около половины начального расстояния между осями правого и левого самолетных вихрей высота их осей начинает преимущественно возрастать с замедлением подъема на поздней стадии жизни вихря. Рис. 5, б и 6, б иллюстрируют процесс затухания циркуляции самолетного вихря. Согласно им, через 2 мин после образования вихревого следа циркуляция падает примерно в 2–2,5 раза.

вихря и лидаром увеличивается. Крупные турбулентные неоднородности ветра, образующиеся при неустойчивой температурной стратификации, оказывают заметное влияние на траекторию осей вихрей, иногда быстро меняя направление движения вихря по вертикали на противоположное. При этом структура вихря может долго не разрушаться (т.е. циркуляция вихря затухает медленно), о чем свидетельствуют данные рис. 7, б для левого вихря. Через ~1 мин затухание циркуляции правого вихря ускоряется по сравнению с левым (см. рис. 7, б). Хотя если бы через 2 мин полного разрушения правого вихря не произошло, то продолжительность наблюдения этого вихря не увеличилась бы из-за выноса его оси боковым ветром за пределы порога по дальности $R_{\max} = 500$ м.

Представленный на рис. 7 результат был получен из лидарных измерений при относительно слабом боковом ветре, направленном от лидара, и умеренной ветровой турбулентности, когда средняя скорость бокового ветра на высоте 50 м $V_b = 1,3$ м/с и кинетическая энергия турбулентности $E = 0,44$ м²/с² (см. таблицу, № 17). Для самолета MD-11F теоретическая оценка начального расстояния между осями вихрей $b_0 = 41$ м. На рис. 7, а видно, что оси самолетных вихрей не опустились ниже $b_0/2$. Так как боковой ветер направлен в сторону от лидара, со временем расстояние между осью

Из исходных данных лидарного эксперимента на летном поле аэропорта Толмачево в 2016 г. нами были получены результаты оценивания параметров вихрей, генерируемых такими самолетами, как А319, А320, А321, В737-8 и В747-8F. Результаты для этих же типов самолетов в настоящем эксперименте дополняют нашу базу данных по самолетным вихрям. Кроме вышеперечисленных, из измерений в 2018 г. нами получены результаты для еще одного типа

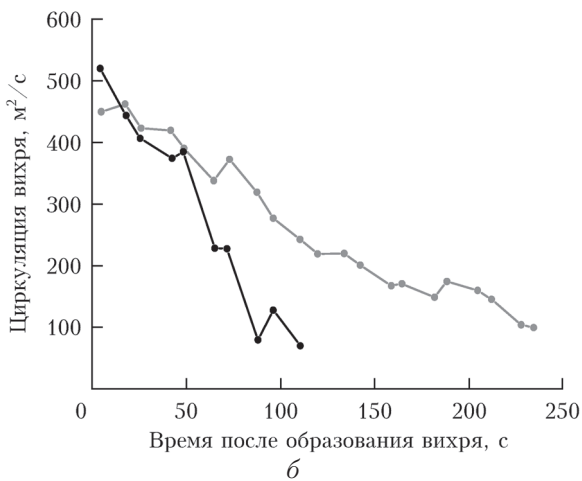
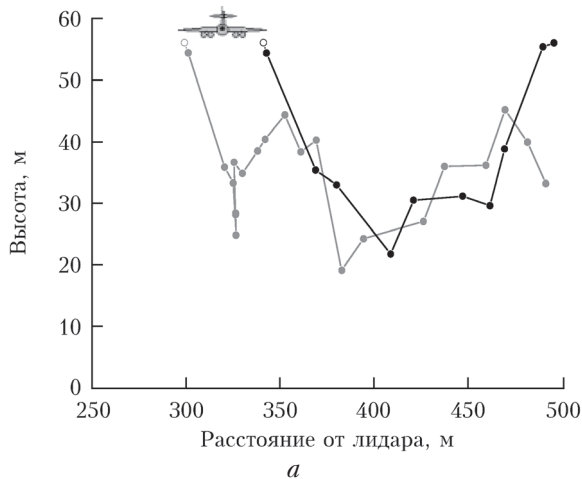


Рис. 7. То же, что и на рис. 5, для самолета MD-11F в 10:09:14 по местному времени

самолета — MD-11F. В статье [10] на рис. 6, 7 приведены все оценки высоты оси вихря и его циркуляции в зависимости от времени после образования вихря, полученные из лидарных измерений во время эксперимента в 2016 г. Там же проведен анализ результатов, включая сопоставление лидарных оценок циркуляции с теоретически рассчитываемыми значениями начальной циркуляции вихря Γ_0 . Аналогичные рисунки были построены нами с использованием всех лидарных оценок параметров вихрей, генерируемых самолетом MD-11F.

Напомним, что во время эксперимента самолеты MD-11F шесть раз пересекали плоскость сканирования, причем при разных атмосферных условиях (см. таблицу). Так как в этом эксперименте у нас была возможность получения информации о состоянии атмосферы, мы разбили результаты для параметров самолетных вихрей на две группы. Лидарные измерения были выполнены при турбулентных условиях:

- 1) $E < 0,5 \text{ м}^2/\text{с}^2$;
- 2) $E > 0,5 \text{ м}^2/\text{с}^2$.

Оказалось, что в обеих группах результаты получены из измерений после трех пересечений самолетами MD-11F плоскости сканирования.

На рис. 8 точками показаны все оценки высоты оси левого и правого вихрей, генерируемых самолетом MD-11F, в различные моменты времени. Видно, что после формирования самолетных вихрей их оси могут со временем опускаться лишь незначительно ниже $b_0/2$ (в случае MD-11F начальное расстояние между осями левого и правого вихрей $b_0 = 41 \text{ м}$). А под действием ветровой турбулентности ось вихря может подняться почти до высоты формирования вихревого следа самолета. Согласно расчету по приведенной в [13] соответствующей формуле с использованием данных для этого типа самолета, начальная циркуляция вихря $\Gamma_0 = 460 \text{ м}^2/\text{с}$ (горизонтальная линия на рис. 8, б). Видно, что в первые 25 с после образования вихрей оценки циркуляции (точки и квадраты) сконцентрированы около этой линии. Причиной отклонения лидарных оценок циркуляции (в моменты времени не более 25 с) является не только различие в массе самолетов,

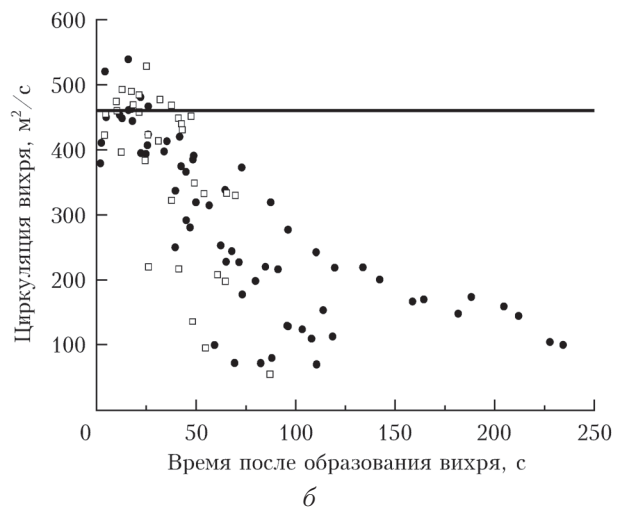
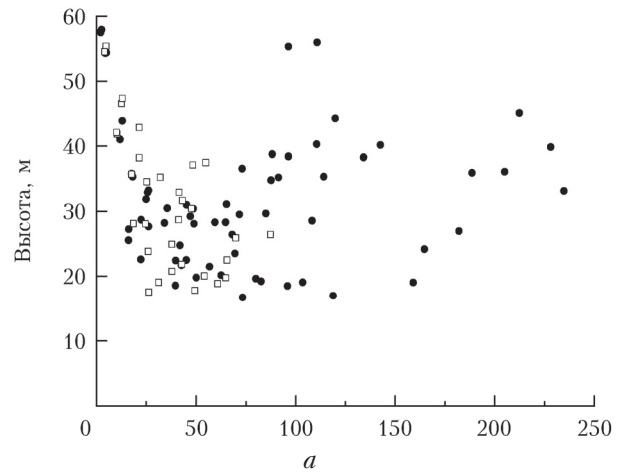


Рис. 8. Оценки: а — высоты оси вихря; б — его циркуляции в различные моменты времени после пересечения плоскости сканирования идущими на посадку грузовыми самолетами MD-11F, полученные из измерений лидаром Stream Line при $E < 0,5 \text{ м}^2/\text{с}^2$ (точки) и при $E > 0,5 \text{ м}^2/\text{с}^2$ (квадраты) 14 июля 2018 г. на летном поле аэропорта Толмачево. Горизонтальная линия соответствует начальной циркуляции вихря $\Gamma_0 = 460 \text{ м}^2/\text{с}$

пересекающих плоскость сканирования, но и погрешность оценки, связанная с перемещением осей вихрей [11].

Как и ожидалось, продолжительность наблюдения самолетных вихрей при кинетической энергии турбулентности $E < 0,5 \text{ м}^2/\text{с}^2$ больше, чем при $E > 0,5 \text{ м}^2/\text{с}^2$. Однако это не означает, что время жизни вихря при этом различается так же, как и продолжительность наблюдения. Согласно таблице (№ 23–25) при $E > 0,5 \text{ м}^2/\text{с}^2$ средняя скорость бокового ветра была не меньше 4 м/с, и вихри, увлекаемые ветром, успевали покинуть область чувствительности лидара до их затухания (разрушения), в отличие от случая $E < 0,5 \text{ м}^2/\text{с}^2$ (за исключением правого вихря, продолжительность наблюдения которого приведена в таблице, № 26). С другой стороны, для безопасности полетов важна не продолжительность жизни вихревого следа самолета, а его присутствие в области ВПП (ситуация будет безаварийной, если к моменту захода на посадку очередного самолета вихревой след от предыдущего самолета успел достаточно сильно ослабнуть или был перенесен боковым ветром на достаточное удаление от ВПП).

Согласно теории [14] время жизни самолетного вихря определяется не кинетической энергией турбулентности E , основной вклад в которую вносят турбулентные неоднородности потока, превышающие характерный размер самолетного вихря, а скоростью диссипации кинетической энергии ϵ , являющейся ключевым параметром для описания мелкомасштабной турбулентности. Из данных акустического анемометра, установленного на высоте 10 м, кроме $E(t)$ нами был получен временной ход $\epsilon(t)$. Однако, в отличие от кинетической энергии турбулентности, в прилегающем к подстилающей поверхности 50-метровом слое скорость диссипации ϵ сильно зависит от высоты. Поэтому для сопоставления результатов измерения параметров самолетных вихрей необходима не только величина ϵ , определенная с помощью акустического анемометра, но и высотный профиль этого параметра ветровой турбулентности. В принципе, такие профили могут быть восстановлены при сканировании зондирующим пучком в вертикальной плоскости из тех же лидарных измерений, из которых получают оценки параметров самолетных вихрей [12]. К настоящему времени алгоритм восстановления высотных профилей скорости диссипации турбулентной энергии из измерений лидаром Stream Line при такой геометрии сканирования зондирующим пучком еще не разработан.

Заключение

Таким образом, в эксперименте, проведенном нами на летном поле аэропорта Толмачево в 2018 г., в отличие от аналогичного эксперимента в 2016 г., кроме лидара Stream Line были задействованы приборы для измерения температуры воздуха и трех компонент вектора скорости ветра, что позволило получить информацию о термодинамическом состоянии приземного слоя атмосферы с целью сопостав-

ления измеренных лидаром параметров самолетных вихрей с атмосферными параметрами. Анализ результатов обработки данных этого эксперимента позволил установить границы применимости используемого алгоритма лидарной визуализации самолетных вихрей (метода РС и его модификации [5, 6, 11]) в зависимости от типа самолета и силы атмосферной турбулентности. Так, из измерений лидаром после пересечения самолетами типа А319, А320, А321 и В737-8 плоскости сканирования зондирующим пучком можно получить зависимости координаты оси самолетного вихря и его циркуляции от времени до полного затухания вихря или до выноса оси вихря боковым ветром за границы области чувствительности лидара, если кинетическая энергия турбулентности не превышает $0,5 \text{ м}^2/\text{с}^2$. В случае больших грузовых самолетов типа MD-11F и B747-8F «турбулентная» граница применимости алгоритма визуализации самолетных вихрей составляет как минимум $1 \text{ м}^2/\text{с}^2$. Для расширения границы применимости алгоритма требуется его дальнейшее усовершенствование.

Анализ результатов эксперимента в Толмачево в 2018 г. позволил выявить особенности пространственной динамики и эволюции самолетных вихрей в зависимости от состояния приземного слоя атмосферы. В частности, установлено, что при малой средней скорости бокового ветра и умеренной ветровой турбулентности время жизни вихря, образовавшегося за идущим на посадку самолетом MD-11F, может достигать 4 мин.

Авторы признательны генеральному директору аэропорта Толмачево Янкилевичу Евгению Якировичу за предоставленную возможность проведения лидарных измерений на летном поле аэропорта.

Работа выполнена по проекту фундаментальных исследований РАН № АААА-А17-117021310149-4 и в части определения параметров турбулентной атмосферы по проекту РФФИ № 19-17-00170.

1. Kameyama S., Ando T., Asaka K., Hirano Y., Wadaka S. Compact all-fiber pulsed coherent Doppler lidar system for wind sensing // *Appl. Opt.* 2007. V. 46, N 11. P. 1953–1962.
2. Pierson G., Davies F., Collier C. An analysis of performance of the UFAM Pulsed Doppler lidar for the observing the boundary layer // *J. Atmos. Ocean. Technol.* 2009. V. 26, N 2. P. 240–250.
3. Vasiljevic N., Lea G., Courtney M., Cariou J.P., Mann J., Mikkelsen T. Long-range wind scanner system // *Remote Sens.* 2016. V. 8. P. 896. DOI: 10.3390/rs8110896.
4. Wu S., Liu B., Liu J., Zhai X., Feng C., Wang G., Zhang H., Yin J., Wang X., Li R., Gallacher D. Wind turbine wake visualization and characteristics analysis by Doppler lidar // *Opt. Express.* 2016. V. 24, N 10. DOI: 10.1364/OE.24.00A762.
5. Smalikho I.N., Banakh V.A. Estimation of aircraft wake vortex parameters from data measured with 1.5 micron coherent Doppler lidar // *Opt. Lett.* 2015. V. 40, N 14. P. 3408–3411.
6. Smalikho I.N., Banakh V.A., Holzäpfel F., Rahm S. Method of radial velocities for the estimation of aircraft wake vortex parameters from data measured by coherent

- Doppler lidar // Opt. Express. 2015. V. 23, N 19. P. A1194–A1207.
7. *Yoshikawa E., Matayoshi N.* Aircraft wake vortex retrieval method on lidar lateral range-height indicator observation // AIAA J. 2017. V. 5, N 7. P. 2269–2278.
 8. *Gao H., Li J., Chan P.W., Hon K.K., Wang X.* Parameter-retrieval of dry-air wake vortices with a scanning Doppler lidar // Opt. Express. 2018. V. 26, N 13. P. 16377–16392.
 9. *Wu S., Zhai X., Liu B.* Aircraft wake vortex and turbulence measurement under near-ground effect using coherent Doppler lidar // Opt. Express. 2019. V. 27, N 2. P. 1142–1163.
 10. *Смалихо И.Н., Банах В.А., Фалиц А.В.* Измерения параметров вихревых следов самолетов когерентным доплеровским лидаром Stream Line // Оптика атмосф. и океана. 2017. Т. 30, № 8. С. 664–671; *Smalikho I.N., Banakh V.A., Falits A.V.* Measurements of aircraft wake vortex parameters by a Stream Line Doppler lidar // Atmos. Ocean. Opt. 2017. V. 30, N 6. P. 588–595.
 11. *Смалихо И.Н.* Учет влияния подстилающей поверхности на самолетные вихри при оценивании их циркуляции из лидарных измерений // Оптика атмосф. и океана. 2019. Т. 32, № 7. С. 562–575.
 12. *Банах В.А., Смалихо И.Н.* Когерентные доплеровские ветровые лидары в турбулентной атмосфере. Томск: Изд-во ИОА СО РАН, 2013. 304 с.
 13. *Gerz T., Holzäpfel F., Darracq D.* Commercial aircraft wake vortices // Prog. Aerosp. Sci. 2002. V. 38. P. 181–208.
 14. *Holzäpfel F.* Probabilistic two-phase wake vortex decay and transport model // J. Aircr. 2003. V. 40, N 2. P. 323–331.

I.N. Smalikho, V.A. Banakh, A.V. Falits, A.A. Sukharev. An experiment on the study of aircraft wake vortices at the airfield of Tolmachevo Airport in 2018.

In order to study the wake vortices of landing aircrafts, we carried out an experiment on the airfield of Tolmachevo Airport in 2018, which involved Stream Line lidar, AMK-03 sonic anemometer, and MTP-5 temperature profiler. The limits of applicability of the radial velocity method for estimation of wake vortex parameters from lidar measurements were determined depending on the aircraft type and the wind turbulence strength. The analysis of the experimental results makes it possible to identify features of the spatial dynamics and evolution of aircraft wake vortices during different states of the surface air layer. In particular, it is found that in the case of low average crosswind speed and moderate wind turbulence, the lifetime of the vortex formed behind a landing large MD-11F aircraft can attain almost 4 min.