

УДК 629.735.33:551.511.6:621.371

Измерения параметров вихревых следов самолетов когерентным доплеровским лидаром Stream Line

И.Н. Смалихо, В.А. Банах, А.В. Фалиц*

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

Поступила в редакцию 2.05.2017 г.

Представлены результаты измерений параметров самолетных вихрей когерентным доплеровским лидаром Stream Line во время 3-дневного эксперимента на летном поле аэропорта Толмачево. Проведен анализ пространственной динамики и эволюции вихрей, генерируемых самолетами различных типов: от пассажирских самолетов Airbus A319 до тяжелых грузовых самолетов Boeing 747-8, заходящих на посадку. Показано, что лидары класса Stream Line вполне могут применяться для получения достоверной информации о наличии и интенсивности самолетных вихрей в окрестности взлетно-посадочной полосы.

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

Введение

Теоретические и экспериментальные исследования вихревых следов самолетов необходимы для разработки систем обеспечения безопасности полетов летательных аппаратов [1]. В настоящее время лучшим средством для экспериментального исследования самолетных вихрей является импульсный когерентный доплеровский лидар (ИКДЛ). Наибольшее распространение для измерения параметров вихревых следов самолетов получили 2-микронные ИКДЛ с энергией в импульсе ~ 2 мДж [2–7], которая обеспечивает достаточно высокое отношение сигнал-шум SNR на расстояниях два и более километров. Энергия зондирующего импульса низкоэнергетических (оптоволоконных) 1,5-микронных ИКДЛ может быть ниже в 100 и более раз. Тем не менее благодаря высокой частоте следования импульсов и использованию большого числа импульсов для аккумуляции данных максимальная дальность измерения скорости и направления ветра такими лидарами с использованием конического зондирования может достигать 1,5 км.

Метод огибающих скорости для оценивания параметров самолетных вихрей [5] не применим в случае измерений 1,5-микронным ИКДЛ из-за слишком низких SNR, обычно реализующихся на практике. Как показали численные эксперименты, имитирующие работу 1,5-микронного ИКДЛ Stream Line [8, 9] с энергией в импульсе 14 мкДж, описанный в [10–12] метод радиальных скоростей позволяет извлекать информацию о самолетных вихрях при определенных условиях.

В 2014 г. на летном поле аэропорта г. Томска мы провели тестовый эксперимент. Его целью было исследование принципиальной возможности визуализации пары вихрей, генерируемых заходящим на посадку самолетом, с помощью лидара Stream Line. Результаты обработки исходных данных этого эксперимента с помощью метода радиальных скоростей подтвердили возможность использования лидаров класса Stream Line для измерения параметров самолетных вихрей (координат оси и циркуляции вихрей). Однако полноценные лидарные исследования пространственной динамики и эволюции вихрей, генерируемых самолетами различных типов, на летном поле аэропорта г. Томска не представляются возможными (аэропорт сравнительно небольшой, в день он принимает всего 4–5 пассажирских самолетов типа A320 и Boeing 737). Поэтому в мае 2016 г. мы провели 3-дневный эксперимент на летном поле аэропорта Толмачево, который обслуживает значительно большее число рейсов самолетов различных типов, включая тяжелые грузовые.

В настоящей работе описаны стратегия лидарных измерений, способ оценивания параметров самолетных вихрей и результаты эксперимента в Толмачево.

1. Стратегия измерения и метод оценивания параметров вихрей

Как показала практика, лидар Stream Line может быть использован для изучения пространственной динамики и эволюции вихрей, генерируемых лишь приземляющимися самолетами на высоте не более 70 м. Во время измерения используется сканирование зондирующим пучком в вертикальной плоскости, перпендикулярной взлетно-посадочной полосе (ВПП), при этом угол места ϕ попеременно

* Игорь Николаевич Смалихо (smalikho@iao.ru); Виктор Арсентьевич Банах (banakh@iao.ru); Андрей Вячеславович Фалиц (falits@iao.ru).

увеличивается и уменьшается в пределах сектора сканирования $[0^\circ; \varphi_{\max}]$. Расстояние от лидара до ВПП, на которое фокусируется зондирующий пучок для увеличения SNR, должно быть ~ 300 м. Наиболее оптимальными являются следующие параметры измерения и предварительной обработки лидарных сигналов: угловая скорость сканирования $2^\circ/\text{с}$, $\varphi_{\max} = 20^\circ$ (10 с за одно сканирование), число импульсов, используемых для аккумуляции, — 1500 (для лидара Stream Line продолжительность измерения 0,1 с). В результате измерений формируется массив корреляционных функций лидарных сигналов, из которого рассчитываются доплеровские спектры, и по положению их максимумов оцениваются радиальные скорости $V_r(R_k, \varphi_m; n')$, где $R_k = R_0 + k\Delta R$ — расстояние от лидара, $\Delta R = 3$ м; $0^\circ \leq \varphi_m \leq \varphi_{\max}$; $k, m = 0, 1, 2, 3, \dots$ и n' — номер сканирования.

Для оценивания параметров самолетных вихрей используется метод радиальных скоростей [10–12]. Суть его заключается в следующем. Пусть, начиная с номера сканирования $n' = n_0 + 1$ и до $n' = n_0 + N$ массив лидарных оценок радиальной скорости содержит информацию о самолетных вихрях. Чтобы избежать влияния фонового ветра, вычисляем массив данных $V'_r(R_k, \varphi_m; n) = V_r(R_k, \varphi_m; n_0 + n) - V_r(R_k, \varphi_m; n_0)$, где $n = n' - n_0 = 1, 2, \dots, N$. Рассчитывается функция $D(R_k; n) = \sum_m [\tilde{V}'_r(R_k, \varphi_m; n)]^2$,

которая до разрушения одного из пары вихрей имеет два локальных максимума. По положениям этих максимумов определяются расстояния от лидара до осей вихрей $R_{Ci}(n)$ ($i = 1$ для левого и 2 для правого вихря). Затем по положениям минимума и максимума функций $V'_r(R_{Ci}, \varphi_m; n)$ определяются углы места $\varphi_i^{\min}(n)$ и $\varphi_i^{\max}(n)$ и оценивается угловая координата i -го вихря как $\varphi_{Ci}(n) = [\varphi_{\max}(R_{Ci}; n) + \varphi_{\min}(R_{Ci}; n)]/2$. Полученные $R_{Ci}(n)$, $\varphi_{Ci}(n)$ и $V'_r(R_{Ci}, \varphi_m; n)$ используются для оценивания значений циркуляции левого

$\Gamma_1(n)$ и правого $\Gamma_2(n)$ самолетных вихрей. Описание алгоритма оценивания циркуляции дано в [12].

С помощью численного моделирования, имитирующего измерение самолетных вихрей низкоэнергетическим 1,5-микронным ИКДЛ, мы рассчитали погрешности оценивания параметров самолетных вихрей при различных SNR и установили, что приемлемая точность возможна при $\text{SNR} \geq 0,04$. Во время моделировании предполагалось, что фоновый ветер является однородным, самолетные вихри имеют идеальную форму, описываемую моделью Бурнхама–Хеллока [13], и оси обоих вихрей находятся на расстоянии около 300 м от лидара в центре сектора сканирования. В реальном эксперименте ветер неоднороден, самолетные вихри со временем перемещаются, так что один из них может оказаться за пределами сектора сканирования, и затухают. На пространственную динамику и эволюцию вихрей может оказывать существенное влияние поверхность Земли. Поэтому для полноценного исследования возможностей лидарного зондирования самолетных вихрей необходим натурный эксперимент.

2. Эксперимент

С 4 по 6 мая 2016 г. мы провели лидарный эксперимент на летном поле аэропорта Толмачево. Лидар Stream Line был установлен на расстоянии 285 м от линии, проходящей вдоль ВПП (рис. 1). Во время измерения использовалось сканирование зондирующим пучком в вертикальной плоскости, перпендикулярной линии движения самолета. Самолет, идущий на посадку, пересекал плоскость сканирования на высоте 50 м (рис. 2). Для увеличения SNR в области генерации самолетных вихрей зондирующее излучение фокусировалось на расстоянии 300 м.

При сканировании зондирующим пучком угол места φ являлся периодической функцией времени:

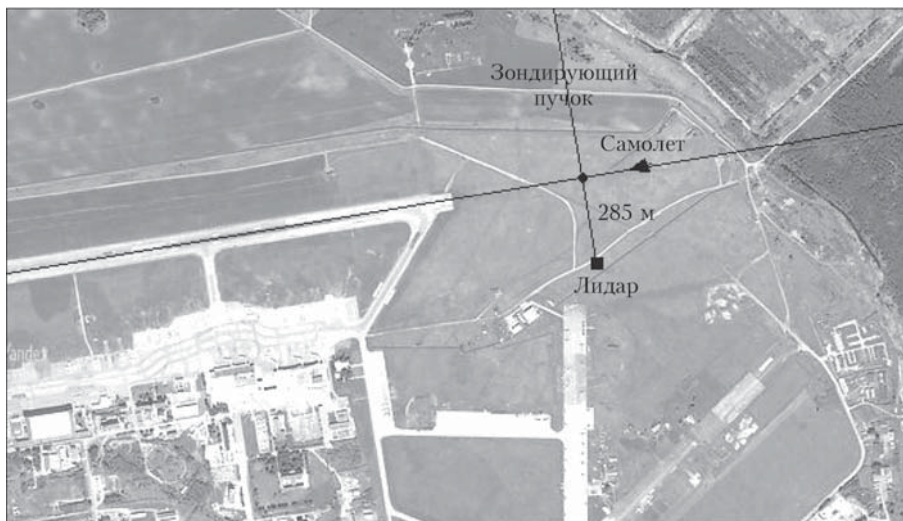


Рис. 1. Карта аэропорта Толмачево с указанием места расположения лидара Stream Line во время проведения эксперимента 4–6 мая 2016 г.



Рис. 2. Во время проведения эксперимента на летном поле аэропорта Толмачево

во время очередного сканирования угол линейно возрастал от 0 до 20° , затем при следующем сканировании, наоборот, уменьшался от 20° до 0° и т.д. Угловая скорость сканирования $\omega_s = 2^\circ/\text{с}$, т.е. продолжительность одного сканирования составляла 10 с. Чтобы получить исходные данные измерений с приемлемым разрешением по углу места $\Delta\varphi$, для их аккумуляции использовались по $N_a = 1500$ посылок зондирующих импульсов в атмосферу, с учетом, что у лидара Stream Line частота следования импульсов $f_p = 15$ кГц, время $\Delta t = N_a/f_p = 0,1$ с и разрешение $\Delta\varphi = \omega_s\Delta t = 0,2^\circ$.

Непрерывные лидарные измерения проводились 4 мая с 18:00 до 21:00, 5 мая с 00:00 до 13:00 и 6 мая с 00:00 до 10:00. Во время измерений всегда была ясная безоблачная погода (см. рис. 2). Днем температура воздуха варьировала от $+12$ до $+18^\circ\text{C}$, а ночью и рано утром опускалась до 0°C . Находясь на летном поле аэропорта, мы получали через интернет (сайт Flightradar24.com) информацию о приближающемся к аэропорту самолете определенного типа. С высокой точностью (до секунды) фиксировали момент пересечения самолетом плоскости сканирования.

За время наших измерений плоскость сканирования пересек 41 самолет различных типов: Airbus A319, A320, A321 и Boeing 737-8, 767, 747-4, 747-8. Из них самыми тяжелыми являются грузовые самолеты B747, которые летают из Китая и Кореи в Европу и в обратном направлении, а в аэропорту Толмачево они приземляются для заправки бензином. Большая масса этих самолетов является причиной генерации ими очень мощных вихрей, по силе сравнимых с вихрями от крупнейшего в мире пассажирского самолета A380. Были во время эксперимента и более мелкие самолеты, но генерируемые ими вихри — «невидимые» для лидара Stream Line.

Согласно результатам исследований, чтобы воспользоваться методом радиальных скоростей [12] для определения параметров самолетных вихрей из измеренного лидаром массива радиальных скоростей $V_r(R_k, \varphi_m; n')$, отношение сигнал-шум (отношение средней мощности эхосигнала к средней мощности шума в частотной полосе приемника 50 МГц) SNR должно быть не менее 0,04. При этом инструментальная погрешность лидарной оценки радиальной скорости не превышает $0,3$ м/с. На рис. 3 приведены зависимости SNR от расстояния R_k , полученные во время пересечения плоскости сканирования самолетами Boeing 747 (данные усреднялись в интервале углов места от 5 до 10°). Вследствие фокусировки зондирующего излучения на расстояние 300 м, дифракции пучка и усреднения по зондируемому объему, максимум отношения сигнал-шум SNR_{max} приходится на расстояние, близкое к минимальной дистанции между лидаром и линией, проходящей вдоль центра ВПП (285 м). Видно, что в рассматриваемом диапазоне расстояний 150–450 м только в одном случае кривая для SNR опускается ниже порогового значения 0,04. Для этого случая удается получить оценки параметров самолетных вихрей из измеренного массива $V_r(R_k, \varphi_m; n')$ только до расстояния ~ 370 м.

Кроме отношения сигнал-шум SNR, для лидарных наблюдений самолетных вихрей важна скорость бокового (относительно ВПП) ветра V , который переносит вихри в сторону лидара, если V положительна, и от лидара, если V отрицательна. Когда, например, $|V| > 5$ м/с, то вихри можно наблюдать в течение не более 30 с (всего лишь 3 сканирования) на расстояниях 150–450 м от лидара. В нашем эксперименте скорость $|V|$ не превышала 4 м/с.

На рис. 4 показаны значения SNR_{max} (максимумы в распределениях $\text{SNR}(R_k)$, см. рис. 3) и скорости

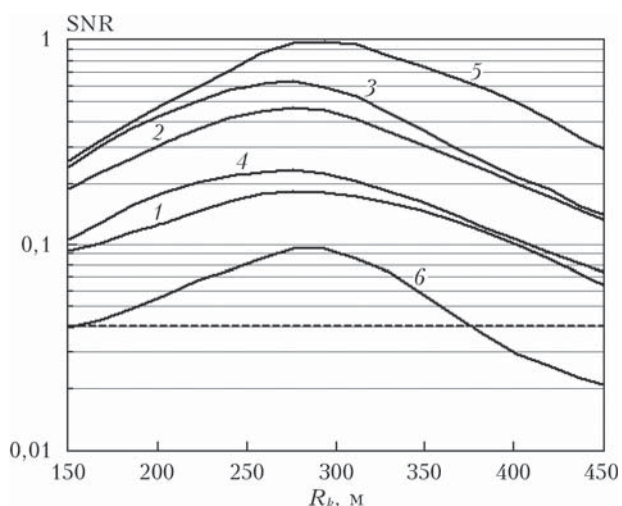


Рис. 3. Отношения сигнал-шум как функции расстояния от лидара, полученные из измерений на летном поле аэропорта Толмачево во время пересечения плоскости сканирования самолетами Boeing 747 в 00:30:48 (кривая 1), 04:24:48 (2), 07:13:05 (3), 12:03:03 (4) 5 мая и в 01:57:28 (кривая 5), 08:50:15 (6) 6 мая 2016 г. Время указано местное. Штриховая линия соответствует пороговому значению отношения сигнал-шум 0,04

бокового ветра V в моменты пересечения самолетами плоскости измерения лидаром Stream Line во время эксперимента в Толмачево. Видно, что максимумы отношения сигнал-шум варьируются в пределах от 0,1 до 1,0, что позволяет из таких лидарных измерений получать оценки параметров самолетных вихрей с вполне приемлемой точностью (согласно результатам численного моделирования [12]).

В первый день измерений был относительно сильный боковой ветер (до 4 м/с). Несмотря на то что он был направлен в сторону от лидара и, казалось бы, геометрия измерения должна позволять продолжительное наблюдение самолетных вихрей, из-за сравнительно небольших SNR и довольно быстрого уменьшения уровня лидарного эхосигнала с расстоянием $R_k > 300$ м, время лидарного наблюдения вихрей от первых четырех самолетов не превышало 1 мин. В последующие два дня измерений ветер стих, отношение сигнал-шум увеличилось. Это позволило нам для многих случаев пересечения самолетами плоскости сканирования получить зависимости координат осей и циркуляции самолетных вихрей от времени с момента образования вихрей до их полного затухания под воздействием атмосферы и поверхности Земли.

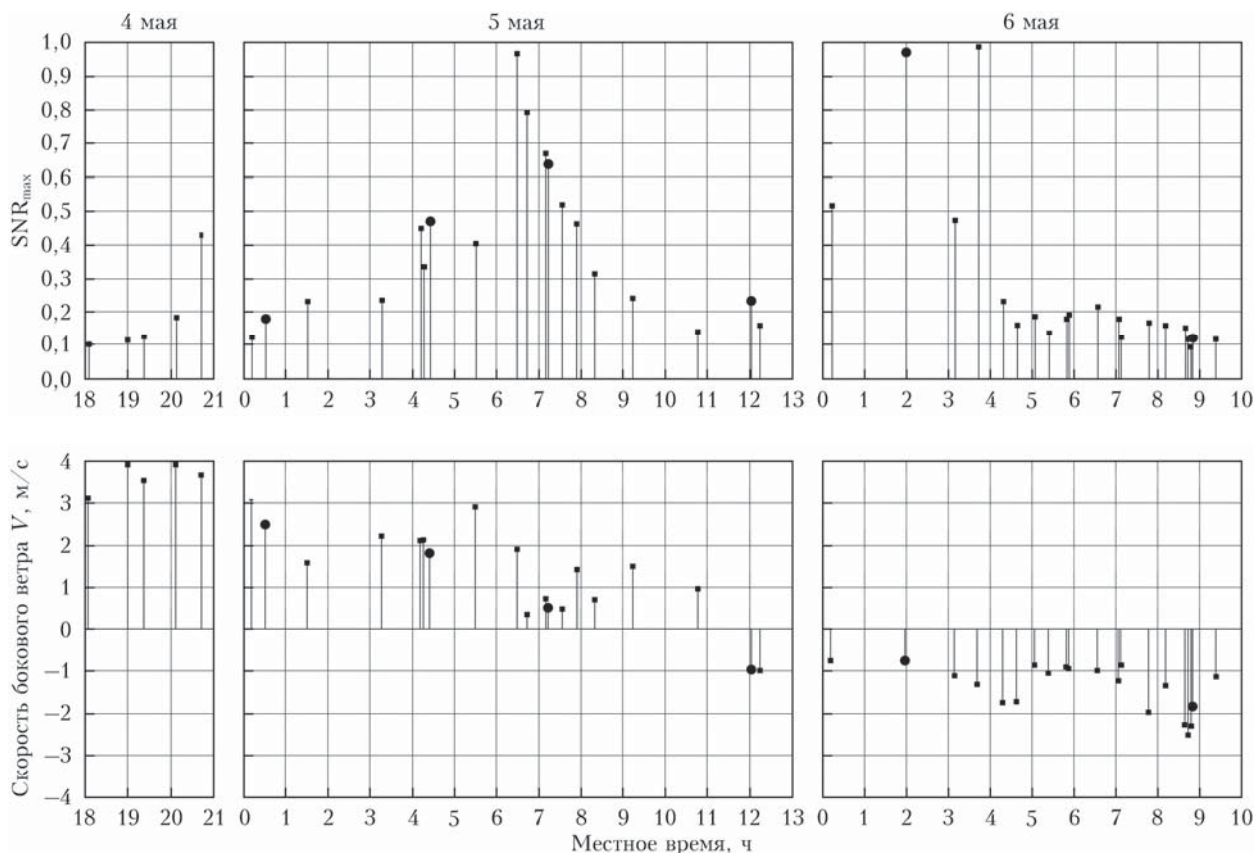


Рис. 4. Максимальные значения отношения сигнал-шум и скорость бокового ветра на высоте генерации самолетных вихрей (мелкие квадратики и крупные кружочки) в моменты пересечения самолетами Boeing 747 (линии, примыкающие к крупным кружочкам) и другими самолетами (линии, примыкающие к мелким квадратикам) плоскости сканирования зондирующим пучком лидара Stream Line во время эксперимента на летном поле аэропорта Толмачево в мае 2016 г.

3. Результаты эксперимента

По завершении эксперимента мы обработали исходные лидарные данные с использованием метода радиальных скоростей, позволяющего получать оценки координат осей правого и левого вихрей, образующихся в следе летящего самолета, для каждого сканирования зондирующим пучком, осуществленного после пересечения самолетом плоскости измерения. Чтобы воспользоваться этим методом, необходимо знать начальное расстояние между осями правого и левого вихрей b_0 . Это расстояние зависит от типа самолета и, согласно теории [14], может быть рассчитано по формуле

$$b_0 = (\pi/4)B_A, \quad (1)$$

где B_A — размах крыльев самолета. Кроме того, требуется информация о радиусе ядра самолетного вихря r_C . Из измерений непрерывными когерентными доплеровскими лидарами, позволяющими получать данные с высоким пространственным разрешением [15], следует, что со временем радиус ядра вихря изменяется незначительно (по крайней мере

до тех пор, пока интенсивность вихря не упала более чем в 3 раза). Поэтому при обработке исходных данных этого эксперимента мы полагали r_C неизменным во времени, а его величину задавали как $r_C = 0,05B_A$ [16]. Например, в случае самолетов A319, A320 и A321, у которых размах крыльев $B_A = 34,1$ м, $b_0 = 26,8$ м и $r_C = 1,7$ м, а для самолета B747-8 (размах крыльев $B_A = 68,5$ м) $b_0 = 53,4$ м и $r_C = 3,4$ м.

На рис. 5 приведены два примера для траекторий осей самолетных вихрей и временных изменений их циркуляции в случае самолетов A320 и B747-4. Оценки b_0 , которые получены из лидарных данных, измеренных в течение первого сканирования зондирующим пучком (после пересечения самолетом плоскости измерения), довольно близки результатам расчета по формуле (1) для обоих типов самолетов. Видно, что в начальный период времени самолетные вихри перемещаются вниз, а затем их траектория во многом определяется силой и направлением бокового ветра. По данным рис. 5, циркуляция вихрей падает до уровня, не превышающего $100 \text{ м}^2/\text{с}$, через 2 мин в случае A320 и через 4 мин в случае B747-4.

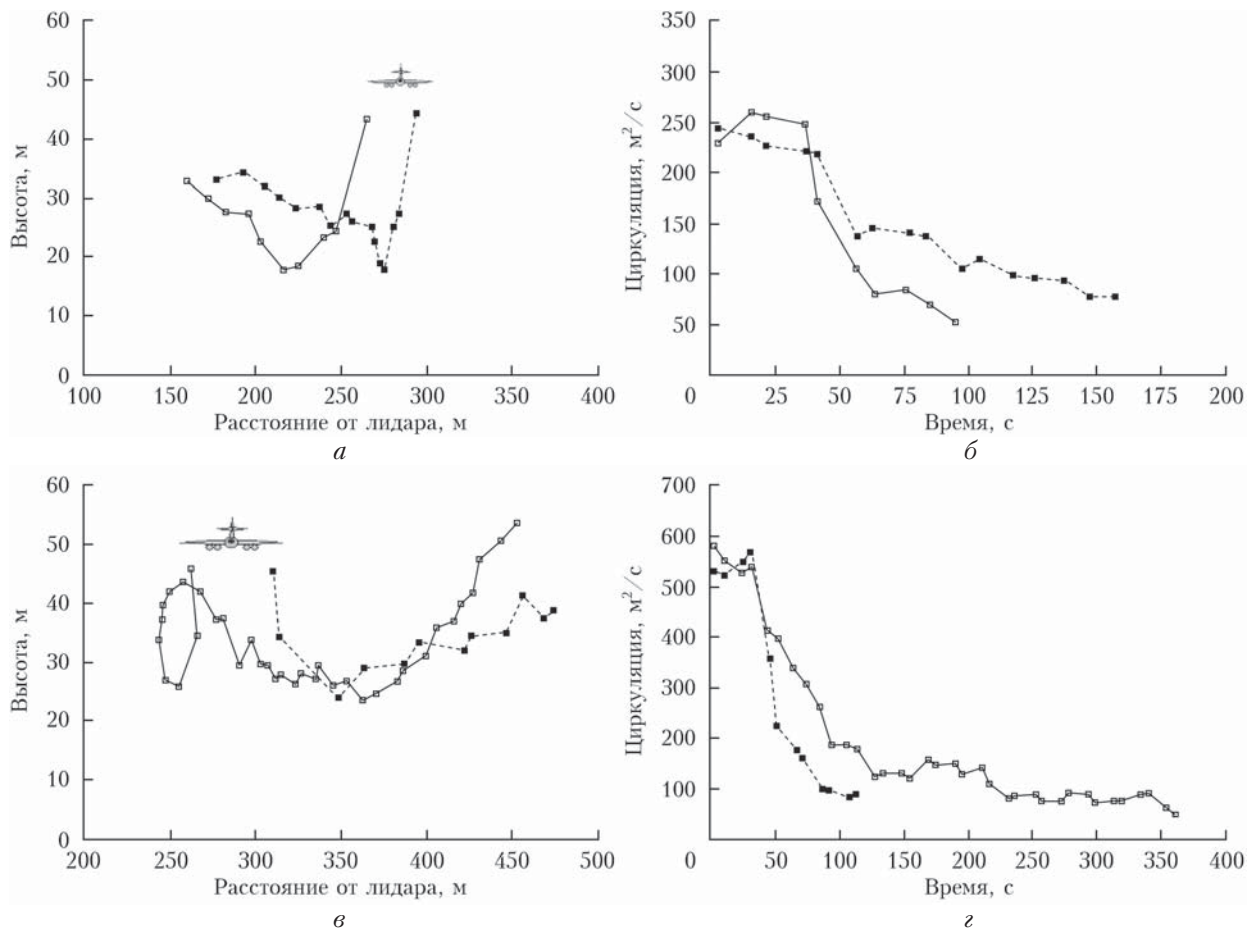


Рис. 5. Траектории осей вихрей (а, в), сгенерированных самолетами Airbus A320 (а, б) и Boeing 747-4 (в, г) и зависимости циркуляции вихрей от времени после их образования (б, г). Результаты получены из измерений лидаром Stream Line на летном поле аэропорта Толмачево после пересечения плоскости измерения самолетом Airbus A320 в 00:10:49 местного времени 6.05.2016 г. и самолетом Boeing 747-4 в 06:13:05 местного времени 5.05.2016 г. Данные для правого (дальнего от лидара) и левого вихрей показаны в виде квадратиков, соединенных соответственно пунктирными и сплошными линиями

Согласно теории [14] начальная циркуляция самолетного вихря Γ_0 , которая одинакова для правого и левого вихрей, может быть рассчитана по формуле

$$\Gamma_0 = M_A g / (\rho_a b_0 V_A), \quad (2)$$

где M_A — масса самолета; g — ускорение свободного падения; ρ_a — плотность воздуха и V_A — скорость самолета. Так как у нас не было точной информации о массах самолетов, задействованных в лидарном эксперименте в Толмачево, для расчетов Γ_0 мы воспользовались данными, приведенными в Интернете. По нашим оценкам отклонения рассчитанной величины Γ_0 не выходят за пределы $\pm 10\%$ от истинного значения начальной циркуляции самолетного вихря.

В начальный период времени t после образования самолетных вихрей скорость перемещения их по вертикали w_0 может быть рассчитана по формуле [14]:

$$w_0 = -\Gamma_0 / (2\pi b_0). \quad (3)$$

Следовательно, высота оси вихря изменяется со временем как

$$h_C(t) = h_C(0) + w_0 t. \quad (4)$$

Все самолеты, которые были задействованы в нашем эксперименте (если не принимать во внимание один случай пересечения плоскости измерения Boeing 767), можно, с учетом их технических характеристик, разбить на две группы: 1) A319, A320, A321, B737-8 и 2) B747-8, B744-4. Для первой группы $b_0 = 26,8$ м; $\Gamma_0 \approx 250$ м²/с; $w_0 \approx -1,5$ м/с и для второй $b_0 = 53,4$ м; $\Gamma_0 \approx 600$ м²/с; $w_0 \approx -1,8$ м/с.

На рис. 6 точками и крестиками показаны все лидарные оценки высоты осей самолетных вихрей (правого и левого) в зависимости от времени, отсчитываемого с момента образования вихревого следа самолета, а сплошной и штриховой линиями показан результат расчета по формуле (4). Видно, что в интервале времени от 0 до 15 с высота оси вихря в среднем подчиняется линейной зависимости от времени, т.е. $h_C(t)$ описывается формулой (4). С приближением самолетного вихря к поверхности Земли скорость его опускания замедляется, а затем во многих случаях, начиная с какого-то момента времени, вихрь поднимается вверх. Если вихрь долго не разрушается, он может подняться на высоту, превышающую высоту полета. Анализ данных рис. 6 показал, что в первые 30 с вихри не опускаются ниже $b_0/2 - r_C$. Если же под сильным воздействием фонового ветра самолетный вихрь опустится чуть ниже этого уровня, то велика вероятность его быстрого разрушения.

Существенным фактором, определяющим эволюцию самолетного вихря, скорость его затухания и время жизни, является поверхность Земли, если вихревой след был сформирован в приземном слое атмосферы (толщина слоя ~ 100 м). В случае, когда вихрь, достигнув уровня высоты его оси $\sim b_0/2 - r_C$ без значительных потерь энергии, «оттолкнется»

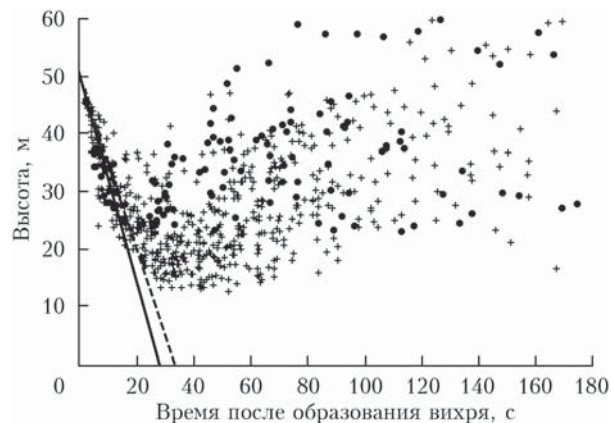


Рис. 6. Лидарные оценки высоты осей вихрей, генерируемых самолетами Boeing 747-8 и 747-4 (точки) и Boeing 737-8, Airbus A319, A320 и A321 (крестики), в зависимости от времени, полученные из измерений на летном поле аэропорта Толмачево 4–6 мая 2016 г. Кривые — расчет по формуле (4) для самолетов B747 (сплошная линия) и остальных самолетов (штриховая линия)

от поверхности, его дальнейшая динамика и скорость затухания будут определяться в основном атмосферными факторами: скоростью бокового ветра, атмосферной (ветровой) турбулентностью и ветровым сдвигом (если он есть). Фоновый ветер может также воспрепятствовать быстрому движению вихрей вниз и тем самым уменьшить влияние поверхности Земли. Следует отметить, что крупные неоднородности ветрового потока с размерами, превышающими b_0 , в основном переносят самолетные вихри без искажения их структуры, а фактором, влияющим на затухание вихрей, выступает мелкомасштабная ветровая турбулентность, структура которой определяется скоростью диссипации кинетической энергии атмосферной турбулентности [17]. Обычно скорость диссипации больше в дневное время, чем поздно вечером, ночью и рано утром. Соответственно, примерно с 12:00 до 18:00, когда, как правило, весной, летом и осенью в ясную погоду турбулентность наиболее интенсивная, следует ожидать более короткое время жизни вихрей, чем в другие часы суток. В это время мы не проводили лидарные измерения в Толмачево.

На рис. 7 точками показаны лидарные оценки циркуляции вихрей, генерируемых самолетами различных типов, во время нашего эксперимента в Толмачево в зависимости от времени, отсчитываемого с момента пресечения самолетами плоскости измерения. Видно, что оценки циркуляции для начального периода времени вполне соответствуют рассчитанным по формуле (2) значениям Γ_0 для каждого рассматриваемого типа самолета. Данные по циркуляции, относящиеся к самолетам A319, A320, A321, были получены в различное время суток, что может объяснить широкий разброс скоростей затухания вихрей. Время жизни таких вихрей, определяемое по спаданию до 50 м²/с (примерно в 5 раз от начального значения), изменяется от 1 до 3 мин. Пять из шести результатов для B737-8 были получены из измерений в течение часа (с 5:00 до 6:00

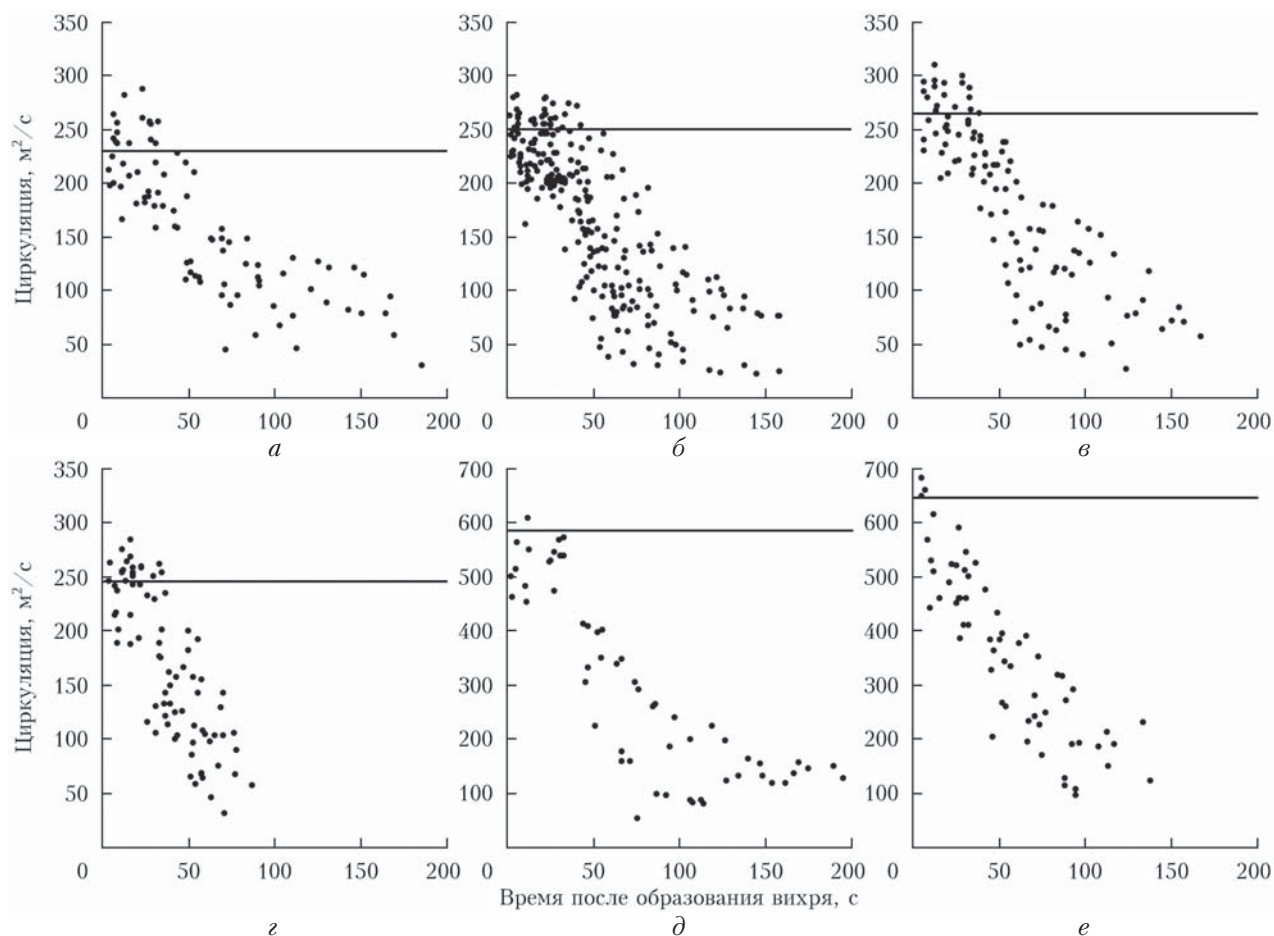


Рис. 7. Временные зависимости циркуляции вихрей, сгенерированных самолетами А319 (а), А320 (б), А321 (в), В737-8 (г), В747-4 (д) и В747-8 (е) во время измерения лидаром Stream Line на летном поле аэропорта Толмачево 4–6 мая 2016 г. Горизонтальными линиями показаны начальные циркуляции, рассчитанные по формуле (2) для соответствующего типа самолета

6 мая). Поэтому для данного типа самолета разброс не столь существенный и время жизни вихря в среднем составляет около 1 мин.

К сожалению, результатов для самолетов Boeing 747 получено слишком мало (два для В747-4 и четыре для В747-8) для их статистического анализа. Мы планировали проведение эксперимента в Толмачево в течение недели, но после обеда 6 мая резко изменились погодные условия: поднялся сильный ветер, а затем начались продолжительные дожди. Тем не менее относительно результатов измерения вихрей, генерируемых тяжелыми грузовыми самолетами, интересно отметить следующее. Несмотря на большую начальную циркуляцию в случае самолета В747-8 (теоретическая оценка $640 \text{ м}^2/\text{с}$), вихри довольно быстро затухают (в среднем циркуляция достигает уровня $100 \text{ м}^2/\text{с}$ за 2 мин). В одной реализации для В747-4 самолетный вихрь наблюдался в течение 6 мин (рис. 7, д), но через 2 мин циркуляция вихря не превышала $200 \text{ м}^2/\text{с}$.

Заключение

Проанализированы результаты наших лидарных исследований пространственной динамики и эволю-

ции вихрей, образующихся в следе идущего на посадку самолета. Показано, что низкоэнергетические лидары класса Stream Line могут использоваться для получения информации о самолетных вихрях, генерируемых самолетами различных типов с размахом крыльев не менее 30 м. Впервые из лидарных данных рассчитаны траектории осей вихрей и получены зависимости циркуляции вихрей от времени для тяжелых грузовых самолетов Boeing 747-4 и 747-8. Проведенный анализ результатов наших лидарных измерений на летном поле аэропорта Толмачево позволил выявить ряд особенностей поведения вихревого следа самолета в приземном слое атмосферы, которые могут представлять интерес для разработчиков систем вихревой безопасности полетов летательных аппаратов.

Эксперимент в Толмачево является первым в России экспериментом подобного рода. Мы хотели бы поблагодарить сотрудников ИОА СО РАН В.В. Рейно, А.А. Сухарева и А.В. Галахова за помощь в организации и проведении этого эксперимента. Авторы искренне признательны генеральному директору аэропорта Толмачево Е.Я. Янкилевичу за предоставленную возможность проведения лидарных измерений на летном поле аэропорта.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФ (проект № 14-17-00386-П).

1. Бабкин В.И., Белоцерковский А.С., Турчак Л.И., Баранов Н.А., Замятин А.И., Каневский М.И., Морозов В.В., Пасекунов И.В., Чижов Н.Ю. Системы обеспечения вихревой безопасности полетов летательных аппаратов. М.: Наука, 2008. 373 с.
2. Henderson S.W., Suni P.J.M., Hale C.P., Hannon S.M., Magee J.R., Bruns D.L., Yuen E.H. Coherent laser radar at 2 μm using solid-state lasers // IEEE Trans. Geosci. Remote Sens. 1993. V. 31, N 1. P. 4–15.
3. Hannon S.M., Thomson J.A. Aircraft wake vortex detection and measurement with pulsed solid-state coherent laser radar // J. Mod. Opt. 1994. V. 41. P. 2175–2196.
4. Köpp F., Rahm S., Smalikho I.N. Characterization of aircraft wake vortices by 2- μm pulsed Doppler lidar // J. Atmos. Ocean. Technol. 2004. V. 21, N 2. P. 194–206.
5. Банах В.А., Смалихо И.Н. Когерентные доплеровские ветровые лидары в турбулентной атмосфере. Томск: Изд-во ИОА СО РАН, 2013. 304 с.
6. Rahm S., Smalikho I.N. Aircraft wake vortex measurement with airborne coherent Doppler lidar // J. Aircr. 2008. V. 45, N 4. P. 1148–1155.
7. Smalikho I.N., Köpp F., Rahm S. Measurement of atmospheric turbulence by 2- μm Doppler lidar // J. Atmos. Ocean. Technol. 2005. V. 22, N 11. P. 1733–1747.
8. 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.
9. Банах В.А., Смалихо И.Н., Фалиц А.В., Белан Б.Д., Аршинов М.Ю., Антохин П.Н. Совместные радиозондовые и доплеровские лидарные измерения ветра в приграничном слое атмосферы // Оптика атмосф. и океана. 2014. Т. 27, № 10. С. 911–916; Banakh V.A., Smalikho I.N., Falits A.V., Belan B.D., Arshinov M.Yu., Antokhin P.N. Joint radiosonde and Doppler lidar measurements of wind in the atmospheric boundary layer // Atmos. Ocean. Opt. 2015. V. 28, N 2. P. 185–191.
10. Smalikho I.N., Banakh V.A. Estimation of aircraft wake vortex parameters from data measured with 1.5 μm coherent Doppler lidar // Opt. Lett. 2015. V. 40, N 14. P. 3408–3411.
11. Смалихо И.Н., Банах В.А., Holzäpfel F., Rahm S. Оценка параметров самолетных вихрей из массива радиальных скоростей, измеренных когерентным доплеровским лидаром // Оптика атмосф. и океана. 2015. Т. 28, № 8. С. 742–750.
12. 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.
13. Burnham D.C., Hallock J.N. Chicago monostatic acoustic vortex sensing system. DOT-TSC-FAA-79-103. U.S. Department of Transportation, 1982. 206 p.
14. Gerz T., Holzäpfel F., Darracq D. Commercial aircraft wake vortices // Prog. Aerospace Sci. 2002. V. 38. P. 181–208.
15. Köpp F., Rahm S., Smalikho I.N., Dolfi A., Cariou J.-P., Harris M., Young R.I. Comparison of wake-vortex parameters measured by pulsed and continuous-wave lidars // J. Aircr. 2005. V. 42, N 4. P. 916–923.
16. Schwarz C.W., Hahn K.U., Fischberg D. Wake encounter severity assessment based on validated aerodynamic interaction models // Proc. AIAA Atmos. Space Environ. Conf. Toronto, Canada, 2–5 August, 2010. DOI: 10.2514/6.2010-7679.
17. 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. Measurements of aircraft wake vortex parameters by a Stream Line Doppler lidar.

The paper presents the results of measurements of parameters of aircraft wake vortices by a Stream Line coherent Doppler lidar during the three-day experiment on the airfield of Tolmachevo Airport. We have analyzed spatial dynamics and evolution of the wake vortices generated by aircrafts of various types: from Airbus A319 passenger aircraft to heavy Boeing 747-8 cargo aircraft entering the landing at Tolmachevo airport. It is shown that Stream Line lidars may well be used to obtain reliable information about the presence and intensity of aircraft wake vortices in the vicinity of a runway.