

Оценивание параметров самолетных вихрей из массива радиальных скоростей, измеренных когерентным доплеровским лидаром

И.Н. Смалихо¹, В.А. Банах¹, F. Holzäpfel², S. Rahm^{2*}

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

²Институт физики атмосферы Германского аэрокосмического центра
82234, Оберпфaffenхофен-Весслинг, Мюнхнер-штрассе, 20, Германия

Поступила в редакцию 15.04.2015 г.

Предложен модифицированный метод радиальных скоростей (РС). На основе результатов численного моделирования, имитирующего работу «Stream Line» и 2-микронного импульсных когерентных доплеровских лидаров (ИКДЛ), анализируется точность оценивания параметров самолетных вихрей при использовании метода РС. Представлены результаты атмосферных экспериментов, выполненных с целью получения оценок для траекторий оси самолетного вихря и зависимостей его циркуляции от времени из массивов радиальных скоростей, измеренных этими лидарами. Для случая 2-микронного ИКДЛ проведено сравнение результатов, полученных методами огибающих скорости и РС. Определены границы применимости метода РС.

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

Введение

Вихревой след, образующийся за летящим самолетом, может представлять опасность для другого пилотируемого самолета в случае вхождения последнего в пределы такого следа [1]. Для повышения пропускной способности аэропортов с напряженным ритмом работы, при условии соблюдения требования вихревой безопасности авиаполетов, необходимо иметь оперативную и достоверную информацию об интенсивности самолетных вихрей и их местонахождении относительно взлетно-посадочной полосы (ВПП). В настоящее время наилучшим техническим средством экспериментального исследования самолетных вихрей является импульсный когерентный доплеровский лидар (ИКДЛ), который, в принципе, может использоваться и для мониторинга вихревой обстановки над летным полем аэропорта в реальном режиме времени.

Для измерения параметров самолетных вихрей (координат осей вихря и его циркуляции) наибольшее распространение получил 2-микронный ИКДЛ [2]. Оценки таких параметров из исходных данных лидара находили различными методами, описание которых дано, в частности, в [3, 4]. В монографии [5, гл. 5] представлены результаты обширных лидар-

ных исследований самолетных вихрей в приземном слое атмосферы, когда на вихри оказывает влияние поверхность Земли, в пограничном слое и в свободной атмосфере в отсутствие такого влияния.

Необходимыми условиями для лидарных измерений параметров самолетных вихрей являются достаточно высокое пространственно-временное разрешение исходных данных и большое отношение сигнал-шум, что может обеспечить 2-микронный ИКДЛ в пограничном слое атмосферы. В [6] для измерений этим лидаром с самолета Falcon в свободной атмосфере, где концентрация аэрозольных частиц очень мала, использовались генераторы дыма, установленные на крыльях большого транспортного самолета, генерирующего изучаемый вихревой след. В отличие от 2-микронного ИКДЛ (основные параметры лидара приведены в [7]) у 1,5-микронного ИКДЛ «Stream Line», разработанного фирмой HALO Photonics [8], энергия зондирующего импульса E_p меньше в 20 раз [9]. По этой причине для лидара «Stream Line» отношение сигнал-шум (SNR), определяемое как отношение средней мощности лидарного эхосигнала к средней мощности шума в полосе пропускания приемника 50 МГц, при одинаковой концентрации аэрозольных частиц будет как минимум в несколько десятков раз меньше (согласно нашей грубой оценке примерно в 50 раз), чем SNR для 2-микронного ИКДЛ. Однако, с другой стороны, частота повторения импульсов у лидара «Stream Line» в 30 раз выше, чем у 2-микронного ИКДЛ, что позволяет достичь требуемой точности измерения при более низком отношении сигнал-шум.

* Игорь Николаевич Смалихо (smalikh@iao.ru); Виктор Арсентьевич Банах (banakh@iao.ru); Frank Holzäpfel (Frank.Holzapfel@dlr.de); Stephan Rahm (Stephan.Rahm@dlr.de).

Высокое SNR и относительно большая длительность зондирующего импульса (когда инструментальное уширение доплеровского спектра $\sim 0,6$ МГц [7]) позволяют при обработке данных, измеренных 2-микронным ИКДЛ, с целью получения оценок параметров самолетных вихрей, воспользоваться методом огибающих скорости (ОС) [5]. Данный подход неприменим для лидара «Stream Line». В [10] предложен способ определения координат осей и циркуляции самолетных вихрей из массива радиальных скоростей, измеренных лидаром «Stream Line». В дальнейшем этот подход будем называть методом радиальных скоростей (РС). В [10] метод РС апробирован в атмосферном эксперименте, в котором был задействован самолет Б737-800. Однако вопросы о точности метода и его применимости для других типов ИКДЛ и самолетов оставались открытыми.

В настоящей статье дано описание модифицированной версии метода РС. На основе результатов численного моделирования, имитирующего работу «Stream Line» и 2-микронного ИКДЛ, анализируется точность оценок параметров самолетных вихрей при использовании данного метода. Представлены результаты атмосферных экспериментов, выполненных с целью получения оценок для траекторий оси самолетного вихря и зависимостей его циркуляции от времени из данных, измеренных этими лидарами. Для 2-микронного ИКДЛ проведено сравнение результатов, полученных методами ОС и РС.

1. Лидары и стратегия измерения

В табл. 1 приведены основные параметры лидаров, которые были задействованы нами в экспериментах по измерению самолетных вихрей. Согласно этим данным, у лидара «Stream Line» длительность зондирующего импульса τ_p (определяемого как функция времени по спадаанию мощности излучения до уровня $1/2$ справа и слева от точки максимума)

в 2,35 раза меньше по сравнению с таковой у 2-микронного ИКДЛ. Очевидно, что лидар «Stream Line» позволяет измерять с существенно лучшим пространственным разрешением вдоль оптической оси. Так, при обработке лидарных данных с использованием прямоугольного временного окна [5] шириной $T_W = 120$ нс, согласно результатам расчетов продольного размера объема зондирования Δz по формуле $\Delta z = (cT_W/2)/\text{erf}[T_W/(2\sigma_p)]$ (c – скорость света; $\sigma_p = \tau_p/(2\sqrt{\ln 2})$ и $\text{erf}(x)$ – интеграл вероятности) [5], $\Delta z = 30$ м и $\Delta z = 65$ м для «Stream Line» и 2-микронного ИКДЛ соответственно.

Для получения информации о самолетных вихрях из данных измерений ИКДЛ наземного базирования необходимо во время эксперимента проводить сканирование зондирующим пучком в вертикальной плоскости, пересекающей линию движения самолета. На рис. 1 показана геометрия измерения, где ИКДЛ установлен на некоем расстоянии R_r от ВПП, отсчитываемом вдоль перпендикулярной к ВПП оси Y . В плоскости ZY' под азимутальным углом θ к оси Y применяется сканирование пучком, с попеременным увеличением и уменьшением угла места ϕ в пределах сектора $0^\circ \leq \phi \leq \phi_M$, с угловой скоростью (по модулю) ω_s . Заходящий на посадку самолет при движении над ВПП пересекает плоскость сканирования на высоте Z_A в момент времени t_A . Тянущийся за самолетом вихревой след (который в поперечном сечении представляет собой пару вращающихся в противоположных направлениях вихрей) будет пересекаться зондирующим пучком с каждым сканированием до тех пор, пока самолетные вихри полностью не ослабнут или не выйдут за пределы сектора сканирования.

Исходными данными, измеряемыми лидаром «Stream Line», является массив оценок корреляционных функций нормированного комплексного лидарного сигнала $\hat{C}(lT_s, R_k, \phi_m; n')$, где $l = 0, 1, \dots, 6$;

Таблица 1

Параметры лидаров, экспериментов и обработок измеренных исходных данных с целью получения массивов радиальных скоростей

Параметр	ИКДЛ «Stream Line»	2-микронный ИКДЛ
Длина волны λ	1,5 мкм	2,022 мкм
Энергия импульса E_p	100 мкДж	2 мДж
Частота следования импульсов f_p	15000 Гц	500 Гц
Длительность импульса τ_p	170 нс	400 нс
Фокусное расстояние F	300 м	1500 м
Расстояние до ВПП R_r	315 м	850 м
Азимутальный угол θ	0°	$37,5^\circ$
Скорость сканирования ω_s	$2^\circ/\text{с}$	$1,2^\circ/\text{с}$
Максимальный угол места ϕ_M	15°	6°
Минимальная дальность R_0	150 м	360 м
Число импульсов N_a	1500	25
Продолжительность измерения ΔT	0,1 с	0,05 с
Разрешение по углу $\Delta\phi$	$0,2^\circ$	$0,0545^\circ$
Временное окно T_W	120 нс	120 нс
Объем зондирования Δz	30 м	65 м

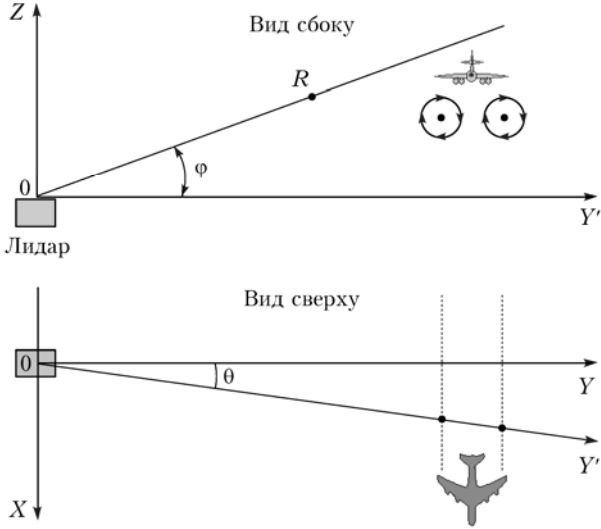


Рис. 1. Геометрия измерения ИКДЛ, сканирующим в вертикальной плоскости

$T_s = B^{-1}$ – интервал считывания, $B = 50$ МГц – частотная полоса пропускания, центрированная на промежуточной частоте (разности частот зондирующего и опорного излучения); $R_k = R_0 + k\Delta R$ – расстояние от лидара, R_0 – минимальная дальность измерения, $k = 0, 1, \dots, K - 1$, $\Delta R = cT_s/2 = 3$ м – шаг по дальности; $\varphi_m = m\Delta\varphi$ – угол места, $m = 0, 1, \dots, M$, $\Delta\varphi = \omega_s\Delta T$ – разрешение по углу сканирования, $\Delta T = N_a/f_p$ – продолжительность измерения массива $\hat{C}(IT_s, R_k, \varphi_m; n')$ при фиксированных индексах m и n' , N_a – число лазерных импульсов, используемых для аккумуляции данных [11], f_p – частота следования импульсов и $n' = 1, 2, 3, \dots$ – номер сканирования.

Пусть лидарный сигнал нормирован на корень квадратный из средней мощности шума. Тогда оценка отношения сигнал-шум определяется как $\hat{SNR}(R_k, \varphi_m; n') = \hat{C}(0, R_k, \varphi_m; n') - 1$. Такая оценка является несмещенной, т.е. $\langle \hat{SNR} \rangle = SNR$, где угловые скобки означают усреднение по ансамблю реализаций. Следует отметить, что для лидара «Stream Line» шум не является «белым». Из исходных данных, полученных для больших расстояний R_k , когда лидар измеряет практически только шум, нетрудно определить нормированную корреляционную функцию шумовой составляющей сигнала $C_N(IT_s)$ ($C_N(0) = 1$) и оценки нормированной корреляционной функции полезной составляющей лидарного сигнала $\hat{C}_S(IT_s, R_k, \varphi_m; n')$ по формуле

$$\hat{C}_S(IT_s, R_k, \varphi_m; n') = \frac{\hat{C}(IT_s, R_k, \varphi_m; n') - C_N(IT_s)}{\hat{SNR}(R_k, \varphi_m; n')}$$

Воспользовавшись приведенной в [11] формулой (5), от $\hat{C}_S(IT_s, R_k, \varphi_m; n')$ приходим к массиву оценок доплеровских спектров $\hat{S}_D(V_l, R_k, \varphi_m; n')$, где $V_l = (l - L/2)\delta V$, $l = 0, 1, 2, \dots, L - 1$, L – число спектральных каналов, которое может быть выбрано сколько угодно большим (например, $L = 1024$) путем добавления к массиву $\hat{C}_S(IT_s, R_k, \varphi_m; n')$ $L - 7$

комплексных нулей, $\delta V = (\lambda/2)B/L'$ – шаг по скорости и λ – длина волны. Так как в случае лидара «Stream Line» часто реализуются довольно низкие SNR, из $\hat{S}_D(V_l, R_k, \varphi_m; n')$ не удастся получить оценки спектральных моментов [3] и огибающих скорости [4] с приемлемой точностью. Поэтому с целью извлечения информации о самолетных вихрях из данных, измеренных этим лидаром, мы оценивали радиальную скорость $\hat{V}_r(R_k, \varphi_m; n')$ в точке максимума доплеровского спектра, т.е. $\max\{\hat{S}_D(V_l, R_k, \varphi_m; n')\} = \hat{S}_D(\hat{V}_r, R_k, \varphi_m; n')$.

Определение параметров самолетных вихрей из массива $\hat{V}_r(R_k, \varphi_m; n')$ возможно лишь при условии, что все оценки радиальных скоростей являются несмещенными. Это может быть реализовано при определенном уровне лидарного эхосигнала и достаточно большом числе N_a . Фокусировка зондирующего пучка на некое расстояние F позволяет существенно повысить отношение сигнал-шум в окрестности фокуса. В [10] для лидара «Stream Line» найдены наиболее оптимальные параметры эксперимента и обработки данных ($F, R_r, \theta, \omega_s, \varphi_M, N_a$ и T_W) (см. табл. 1). С целью сравнения результатов оценивания координат осей самолетного вихря и его циркуляции методами РС (описание метода см. ниже) и ОС [5] мы воспользовались исходными данными 2-микронного ИКДЛ, для которого параметры эксперимента и обработки данных также приведены в табл. 1. Следует отметить, что для метода ОС мы использовали гауссово временное окно шириной T_W , равной длительности импульса τ_p . При этом $\Delta z = 90$ м.

Для приведенных в табл. 1 параметров геометрии измерения лидаром «Stream Line» высота Z_A не должна превышать 60 м, чтобы наблюдать самолетные вихри сразу же после их формирования, когда расстояние между их осями $b = b_0$ описывается формулой [12] $b_0 = (\pi/4)B_A$ (B_A – размах крыльев самолета). При такой геометрии измерения и с учетом влияния поверхности Земли на пару самолетных вихрей можно утверждать, что разность расстояний между лидаром и осью дальнего вихря и между лидаром и осью ближнего вихря всегда превышает b_0 . На основании этого факта построен описанный ниже метод радиальных скоростей.

2. Метод РС

Пусть, начиная с номера сканирования $n' = n_0 + 1$ и до $n' = n_0 + N$, массив лидарных оценок радиальной скорости $\hat{V}_r(R_k, \varphi_m; n')$ содержит информацию о самолетных вихрях. Чтобы избежать влияния фонового ветра, получаем массив данных

$$\tilde{V}_r(R_k, \varphi_m; n) = \hat{V}_r(R_k, \varphi_m; n_0 + n) - \hat{V}_r(R_k, \varphi_m; n_0), \quad (1)$$

где $n = n' - n_0 = 1, 2, \dots, N$. Самолетный вихрь оказывает наиболее сильное возмущение измеряемой лидаром радиальной скорости в окрестности оси вихря. Радиус r_C ядра вихря составляет около 5% от величины B_A [13]. В [10] для оценивания координат осей дальнего и ближнего вихрей из массива $\tilde{V}_r(R_k, \varphi_m; n)$

введены функции $E(R_k; n)$, $\varphi_{\max}(R_k; n)$ и $\varphi_{\min}(R_k; n)$, определяемые как

$$\max_{\varphi} \{ \tilde{V}_r(R_k, \varphi_m; n) \} = \tilde{V}_r(R_k, \varphi_{\max}; n), \quad (2)$$

$$\min_{\varphi} \{ \tilde{V}_r(R_k, \varphi_m; n) \} = \tilde{V}_r(R_k, \varphi_{\min}; n), \quad (3)$$

$$E(R_k; n) = [\tilde{V}_r(R_k, \varphi_{\max}; n)]^2 + [\tilde{V}_r(R_k, \varphi_{\min}; n)]^2, \quad (4)$$

где максимумы и минимумы находятся в пределах диапазона углов φ_m для различных расстояний R_k . Для каждого n функции $E(R_k; n)$ имеют по два локальных максимума, по положению которых получают оценки расстояний от лидача до осей дальнего ($\hat{R}_{C1}(n)$) и ближнего ($\hat{R}_{C2}(n)$) самолетных вихрей. Подробное описание процедуры нахождения максимумов и идентификации вихрей (дальний – ближний) дано в [10]. Оценки угловых координат осей дальнего ($\hat{\varphi}_{C1}(n)$) и ближнего ($\hat{\varphi}_{C2}(n)$) вихрей могут быть получены по формуле

$$\hat{\varphi}_{Ci}(n) = [\varphi_{\max}(R_{Ci}; n) + \varphi_{\min}(R_{Ci}; n)] / 2 \quad (5)$$

(индекс i принимает значения 1 и 2 соответственно для дальнего и ближнего вихрей).

С целью улучшения точности оценок координат осей вихрей мы предлагаем следующую модификацию метода. Вместо $E(R_k; n)$ для нахождения $\hat{R}_{Ci}(n)$ используется функция

$$D(R_k; n) = \sum_m [\tilde{V}_r(R_k, \varphi_m; n)]^2. \quad (6)$$

При определении углов $\hat{\varphi}_{Ci}(n)$ входящие в формулу (5) величины $\varphi_{\max}(R_{Ci}; n)$ и $\varphi_{\min}(R_{Ci}; n)$ рассчитываются по формулам (2) и (3) после применения к массиву $\tilde{V}_r(R_k, \varphi_m; n)$ процедуры сглаживания (например, скользящее сглаживание по семи точкам вдоль луча и по трем точкам поперек).

Угол места $\varphi_m^{(n)}$ является функцией времени t , отсчитываемого с момента пересечения самолетом плоскости сканирования: $\varphi_m^{(n)} \equiv \varphi(t)$. Из равенства $\varphi(t_n^{(i)}) = \varphi_{Ci}(n)$ определяется момент времени пересечения зондирующим пучком оси i -го самолетного вихря для n -го сканирования. Воспользовавшись полученными массивами $\hat{R}_{Ci}(n)$ и $\hat{\varphi}_{Ci}(n)$, можно представить координаты осей самолетных вихрей как функции времени в декартовой системе координат:

$$\begin{aligned} \mathbf{r}_{Ci}(t_n^{(i)}) &= \{ Z_{Ci}(t_n^{(i)}) = \hat{R}_{Ci}(n) \sin[\hat{\varphi}_{Ci}(n)], Y_{Ci}(t_n^{(i)}) = \\ &= \hat{R}_{Ci}(n) \cos[\hat{\varphi}_{Ci}(n)] \}. \end{aligned} \quad (7)$$

$$V_r(R, \varphi) = \frac{1}{2\pi} \sum_{i=1}^2 \frac{(-1)^i \Gamma_i \hat{R}_{Ci} \sin(\varphi - \hat{\varphi}_{Ci}) \cos \theta}{(R \sin \varphi - \hat{R}_{Ci} \sin \hat{\varphi}_{Ci})^2 + (R \cos \varphi - \hat{R}_{Ci} \cos \hat{\varphi}_{Ci})^2 \cos^2 \theta + r_c^2}. \quad (11)$$

Следующим шагом обработки лидарных данных является получение оценок циркуляции дальнего $\hat{\Gamma}_1(t_n^{(1)})$ и ближнего $\hat{\Gamma}_2(t_n^{(2)})$ самолетных вихрей. Мы предлагаем циркуляции вихрей определять путем минимизации функционалов $\rho(\Gamma_1)$ и $\rho(\Gamma_2)$ методом наименьших квадратов, т.е. с помощью процедуры

$$\min \{ \rho(\Gamma_i) \} = \rho(\hat{\Gamma}_i), \quad (8)$$

где

$$\rho(\Gamma_i) = \sum_m [\tilde{V}_r(\hat{R}_{Ci}, \varphi_m; n) - \bar{V}_r(\hat{R}_{Ci}, \varphi_m | \Gamma_1, \Gamma_2)]^2, \quad (9)$$

$\bar{V}_r(\hat{R}_{Ci}, \varphi_m | \Gamma_1, \Gamma_2)$ – радиальная скорость, теоретически рассчитываемая при произвольных значениях циркуляции самолетных вихрей Γ_1 и Γ_2 . Так как оценки радиальной скорости получены по положению максимума оценок доплеровского спектра, аналитическое выражение для модельной функции $\bar{V}_r(\hat{R}_{Ci}, \varphi_m | \Gamma_1, \Gamma_2)$ найти не удается. В [10] предложено рассчитывать \bar{V}_r с использованием описанного ниже алгоритма.

На основе развитой в [5] теории и с учетом того, что временной профиль зондирующего импульса близок к гауссову распределению, нами получено выражение для нормированной корреляционной функции полезной составляющей комплексного лидарного сигнала $C_S(IT_s, \hat{R}_{Ci}, \varphi_m) = \langle \hat{C}_S(IT_s, \hat{R}_{Ci}, \varphi_m) \rangle$ в виде

$$\begin{aligned} C_S(IT_s, \hat{R}_{Ci}, \varphi_m) &= \\ &= \int_{-\infty}^{+\infty} dz' A(l, z') \exp[2\pi j l B_V^{-1} V_r(\hat{R}_{Ci} + z', \varphi_m)]. \end{aligned} \quad (10)$$

Здесь

$$A(l, z') = \frac{1}{7-l} \times$$

$$\times \sum_{m'=0}^{6-l} Q(z' - (m' - 3)\Delta R) Q(z' - (m' + l - 3)\Delta R),$$

$$Q(z') = (\sqrt{\pi} \Delta p)^{-1/2} \exp \left[-\frac{(z'/\Delta p)^2}{2} \right], \quad \Delta p = \frac{c \sigma_P}{2}, \quad j = \sqrt{-1},$$

$B_V = \lambda/2T_s$ и $V_r(R, \varphi)$ – модельная функция для радиальной скорости. Воспользовавшись приведенными в [5] формулами (5.2.1), (5.2.6) и моделью Бурнхама–Хеллока [14], мы, с учетом показанной на рис. 1 геометрии измерения, получили для $V_r(R, \varphi)$ формулу в виде

Из корреляционной функции $C_S(IT_s, \hat{R}_{Ci}, \varphi_m)$, рассчитанной при различных значениях Γ_1 и Γ_2 , получаем доплеровские спектры $S_D(V_r, \hat{R}_{Ci}, \varphi_m)$ и затем, путем применения процедуры

$$\max\{S_D(V_r, \hat{R}_{Ci}, \varphi_m)\} = S_D(\bar{V}_r, \hat{R}_{Ci}, \varphi_m), \quad (12)$$

находим $\bar{V}_r(\hat{R}_{Ci}, \varphi_m | \Gamma_1, \Gamma_2)$.

Оценки $\hat{\Gamma}_1$ и $\hat{\Gamma}_2$ можно получать с использованием итерационной процедуры. Когда расстояние между осями вихрей становится в несколько раз больше начального расстояния b_0 , то вихри являются практически независимыми. В этом случае в (9) для $\rho(\Gamma_1)$ и $\rho(\Gamma_2)$ резонно положить $\bar{V}_r = \bar{V}_r(\hat{R}_{C1}, \varphi_m | \Gamma_1, 0)$ и $\bar{V}_r = \bar{V}_r(\hat{R}_{C2}, \varphi_m | 0, \Gamma_2)$ соответственно. После минимизации этих функционалов [формула (8)] имеем оценки циркуляции $\hat{\Gamma}_1^{(1)}$ и $\hat{\Gamma}_2^{(1)}$ при первой итерации. На стадии второй итерации в (9) для $\rho(\Gamma_1)$ и $\rho(\Gamma_2)$ задаем соответственно $\bar{V}_r = \bar{V}_r(\hat{R}_{C1}, \varphi_m | \Gamma_1, \hat{\Gamma}_2^{(1)})$ и $\bar{V}_r = \bar{V}_r(\hat{R}_{C2}, \varphi_m | \hat{\Gamma}_1^{(1)}, \Gamma_2)$. После минимизации $\rho(\Gamma_1)$ и $\rho(\Gamma_2)$ получаем оценки $\hat{\Gamma}_1^{(2)}$ и $\hat{\Gamma}_2^{(2)}$. И так далее. Как показали численные и атмосферные эксперименты, этот итерационный алгоритм довольно быстро сходится (как правило, достаточно трех итераций).

3. Результаты численного моделирования

С целью исследования регулярной погрешности оценки расстояния от лидара «Stream Line» до осей

вихрей, генерируемых самолетами различных типов, мы рассчитали функцию $D(R_k)$ по формуле (6), заменив \bar{V}_r на \bar{V}_r . При этом \bar{V}_r рассчитывалась с использованием формул (10)–(12), при замене \hat{R}_{Ci} на R_k , в предположении, что циркуляции дальнего и ближнего вихрей равны ($\Gamma_1^{(T)} = \Gamma_2^{(T)} = \Gamma$), центральная точка между осями вихрей находится на высоте $Z_{center} = 30$ м, а линия, соединяющая оси вихрей, горизонтальна.

На рис. 2, а, б представлены результаты расчетов $D(R_k)$ для двух случаев. Как и в табл. 1, в этих расчетах азимутальный угол θ задавался равным нулю. Видно, что, в отличие от второго случая, в первом положении двух максимумов не совпадают с соответствующими штриховыми линиями ($\hat{R}_{C1} > R_{C1}^{(T)}$, а $\hat{R}_{C2} < R_{C2}^{(T)}$). Это объясняется усредняющим действием низкочастотного пространственного фильтра вдоль оптической оси на радиальную скорость [формула (11)], и когда $\Delta z = 30$ м (см. табл. 1) значительно превосходит b (т.е. имеет место перекрытие объемов зондирования, центрированных в точках, соответствующих расстояниям от лидара до осей дальнего и ближнего вихрей), описанный выше метод РС не работает. Проведенный нами анализ показал, что с помощью лидара «Stream Line» можно получать информацию о самолетных вихрях с приемлемой точностью в начальный период времени, когда $b \approx b_0 = (\pi/4)B_A$, для типов самолетов с $B_A \geq 30$ м.

Для 2-микронного ИКДЛ (когда, согласно табл. 1, $\Delta z = 65$) на рис. 2, в, г представлены результаты расчетов $D(R_k)$ также для двух случаев. В этих расчетах мы задавали $Z_{center} = 50$ м и $\theta = 0^\circ$. Видно,

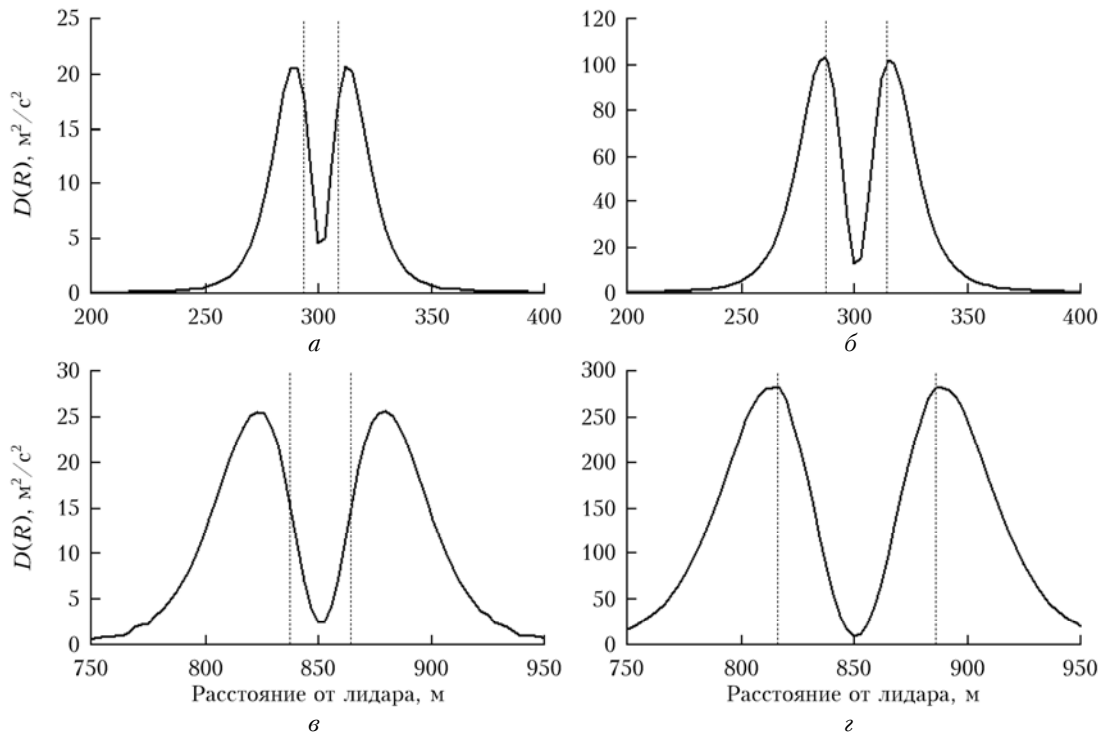


Рис. 2. Функции $D(R)$ для лидара «Stream Line» (а, б) и 2-микронного ИКДЛ (в, г), рассчитанные при $\Gamma = 150 \text{ м}^2/\text{с}$, $b = 15$ м и $r_c = 1$ м (а); $\Gamma = 250 \text{ м}^2/\text{с}$, $b = 27$ м и $r_c = 1,7$ м (б, в); $\Gamma = 500 \text{ м}^2/\text{с}$, $b = 63$ м и $r_c = 3,2$ м (г). Штриховые линии соответствуют расстояниям от лидара до осей дальнего и ближнего вихрей

Теоретические оценки погрешностей определения параметров самолетных вихрей из данных, измеряемых лидаром «Stream Line»

SNR	0,05	0,1	0,2
E_R , м	1,8	1,5	1,3
E_φ , град	0,21	0,13	0,1
E_Γ , м ² /с	10,3	6,7	4,6

что на рис. 2, z положения максимумов в распределении $D(R_k)$ соответствуют штриховым линиям. Таким образом, для начального периода времени с помощью такого лидара методом РС можно получать приемлемые оценки параметров вихрей лишь для больших самолетов. Начальной циркуляции 500 м²/с соответствует $b_0 = 50$ м. Путем задания азимутального угла $\theta = \arccos(b_0/b) = 37,5^\circ$ (этот угол указан в табл. 1) можно добиться значения $b = 63$ м.

Исследование точности лидарных оценок параметров самолетных вихрей было проведено нами с помощью численного моделирования, заключающегося в генерации на компьютере случайных реализаций исходных данных ИКДЛ (описание алгоритма дано, в частности, в [5]), получении массива радиальных скоростей и применении метода РС. Так как в численном эксперименте известны истинные значения координат оси $\{R_{Ci}^{(T)}, \varphi_{Ci}^{(T)}\}$ и циркуляции $\Gamma_i^{(T)}$ дальнего ($i = 1$) и ближнего ($i = 2$) самолетных вихрей, мы рассчитывали погрешности

$$E_R = \sqrt{\frac{1}{2} \sum_{i=1}^2 \langle [\hat{R}_{Ci} - R_{Ci}^{(T)}]^2 \rangle},$$

$$E_\varphi = \sqrt{\frac{1}{2} \sum_{i=1}^2 \langle [\hat{\varphi}_{Ci} - \varphi_{Ci}^{(T)}]^2 \rangle}$$

и

$$E_\Gamma = \sqrt{\frac{1}{2} \sum_{i=1}^2 \langle [\hat{\Gamma}_i - \Gamma_i^{(T)}]^2 \rangle},$$

воспользовавшись достаточно большим количеством независимых оценок $\{\hat{R}_{Ci}, \hat{\varphi}_{Ci}\}$ и $\hat{\Gamma}_i$.

Для расчета E_R , E_φ и E_Γ необходимо при численном моделировании задать величину отношения сигнал-шум SNR. Согласно нашим многочисленным экспериментам с лидаром «Stream Line» при использовании параметров измерения, указанных в табл. 1, SNR, как правило, варьируется в пределах от 0,05 до 0,25. Мы проводили численное моделирование в предположении отсутствия фонового ветра и при задании параметров измерения и самолетных вихрей, соответствующих рис. 2, б.

Результаты теоретических расчетов погрешностей лидарных оценок параметров самолетных вихрей указывают на возможность получения из данных измерения лидаром «Stream Line» информации о координатах оси самолетного вихря и его циркуляции с довольно высокой точностью (см. табл. 1).

Мы также провели численное моделирование с использованием метода РС в случае 2-микронного ИКДЛ, задав типичное для этого лидара значение SNR = 10 и воспользовавшись данными табл. 1 (в отличие от моделирования, результаты которого приведены в табл. 2, здесь $\theta = 37,5^\circ$) при $\Gamma = 500$ м²/с, $b = 50$ м и $Z_{center} = 50$ м. В результате мы получили: $E_R = 5,6$ м, $E_\varphi = 0,16^\circ$ и $E_\Gamma = 47,5$ м²/с (относительная погрешность 9,5%). Такая погрешность больше погрешностей, указанных в табл. 2. Это объясняется тем, что, несмотря на различие SNR в два порядка, при использовании указанных в табл. 1

параметров обработки N_a и T_W погрешность оценки радиальной скорости из данных лидара «Stream Line» меньше соответствующей величины для 2-микронного лидара. Следует отметить, что для 2-микронного лидара методы РС и ОС дают сопоставимые погрешности оценок координат оси вихря, но в случае метода ОС $E_\Gamma = 13$ м²/с [15].

4. Результаты атмосферных экспериментов

Летом 2014 г. нами была проведена серия экспериментов на летном поле аэропорта Томска и за его пределами (около аэродрома), в которых был задействован лидар «Stream Line». Параметры этих экспериментов указаны в соответствующей колонке табл. 1. Из всех исходных данных измерений этим лидаром мы выбрали те, которые были получены, когда в момент пересечения самолетом плоскости сканирования зондирующим пучком лазерное излучение отражалось от самолета. Это позволило нам с высокой точностью определить время t_A , расстояние от лидара до самолета и высоту полета Z_A .

Для рассматриваемого случая на рис. 3, а показано двумерное распределение лидарных оценок радиальной скорости $\hat{V}_r(R_k, \varphi_m; 1)$, полученных при первом сканировании ($n = 1$). Здесь и далее указан диапазон углов места φ_m , в пределах которого нами осуществлялось суммирование в формулах (6) и (9). На рис. 3, б представлено распределение радиальной скорости вдоль оптической оси через 1 с после пересечения самолетом плоскости сканирования (распределение взято из рис. 3, а вдоль жирной горизонтальной линии, когда угол места равен $4,2^\circ$), где минимум и максимум обусловлены возмущениями, оказываемыми соответственно ближним и дальним самолетными вихрями на измеряемую скорость. Очевидно, из массива радиальных скоростей (см. рис. 2, а) невозможно определить параметры самолетных вихрей. Тем более, что за такое короткое время вихри не успевают полностью сформироваться.

На рис. 3, в представлено двумерное распределение $\hat{V}(R_k, \varphi_m; 2)$, полученное для следующего сканирования ($n = 2$), когда самолетные вихри уже полностью сформированы. Рассчитанная из этих данных функция $D(R_k; 2)$ показана на рис. 3, г. Расстояние между двумя максимумами этой функции равно 27 м, что совпадает с теоретической оценкой начального расстояния между осями вихрей b_0 для задействованного в этом эксперименте самолета Б737-800 ($B_A = 34,32$ м).

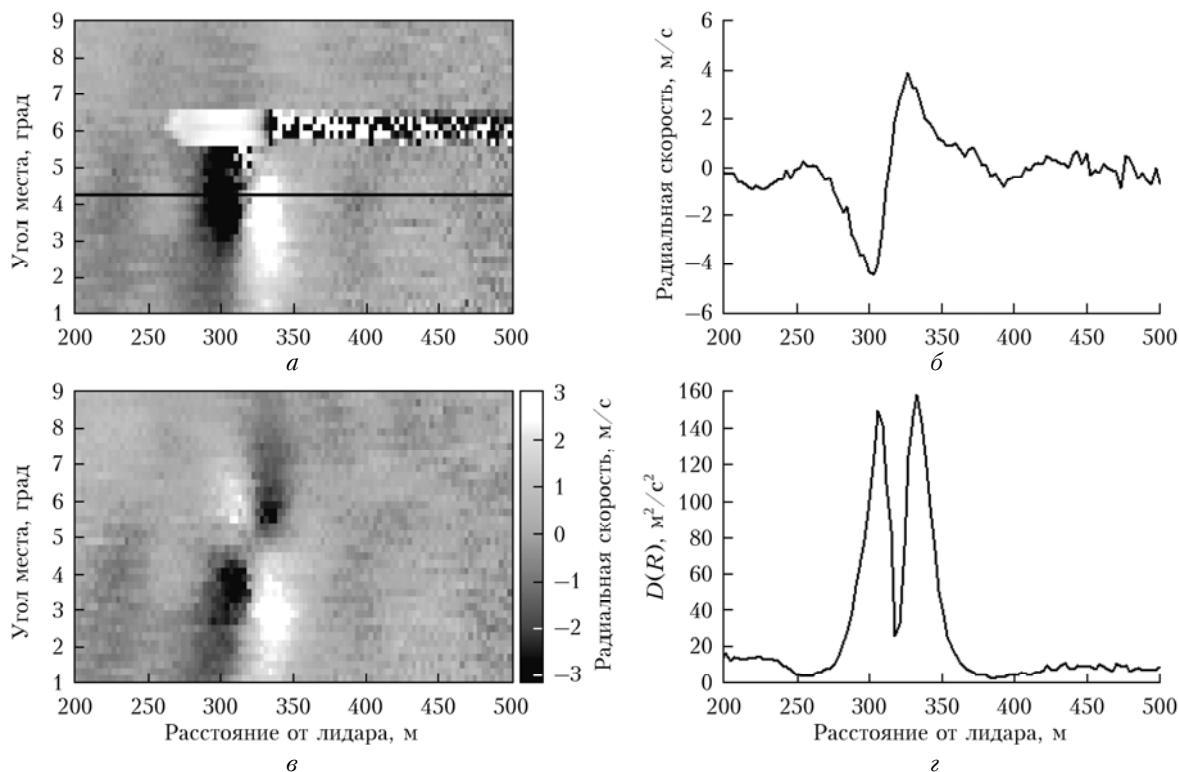


Рис. 3. Радиальные скорости $\vec{V}_r(R_k, \varphi_m; 1)$ (а), $\vec{V}_r(R_k, \varphi; 1)$ при $\varphi = 4,2^\circ$ (б), $\vec{V}_r(R_k, \varphi_m; 2)$ (в) и функция $D(R_k; 2)$ (д), полученные из измерений лидаром «Stream Line» на летном поле аэропорта Томска 21.08.2014 (самолет Б737-800 пересек плоскость сканирования зондирующим пучком в 07:45:24,2 местного времени)

Результаты обработки исходных данных рассматриваемого эксперимента с использованием метода РС представлены на рис. 4. Видно (рис. 4, а), что в начальный период времени после формирования вихрей они под воздействием друг на друга опускаются. Оценка скорости опускания $\hat{w} = [Z_A - Z_{Ci}(t_1^{(i)})]/t_1^{(i)}$ хорошо согласуется с теоретически рассчитываемой соответствующей величиной $w_0 = \Gamma_0/(2\pi b_0)$, где

$$\Gamma_0 = M_A g / (\rho_a b_0 V_A) \quad (13)$$

— начальная циркуляция самолетного вихря, g — ускорение свободного падения, ρ_a — плотность воздуха на высоте полета, M_A — масса и V_A — скорость самолета [12]. Со временем вихри переносятся ветром. Оценка проекции скорости фонового ветра на плоскость сканирования, равная 2,3 м/с, близка к скорости перемещения дальнего вихря по горизонтали, высота оси которого через 40 с превысила высоту полета. В отличие от этого вихря, ось ближнего вихря со временем опустилась до высоты около 10 м. Показанные на рис. 4, а траектории осей $\mathbf{r}_{Ci}(t_n^{(i)})$ типичны при влиянии на вихри поверхности Земли и наличии бокового к вихревому следу фонового ветра (см., например, [5, гл. 5]).

Рис. 4, б иллюстрирует эволюцию циркуляции дальнего (черные квадратик) и ближнего (светлые квадратик) самолетных вихрей. Для самолета Б737-800 в рассматриваемой конфигурации полета расчет по формуле (13) дает значение $\Gamma_0 = 250 \text{ м}^2/\text{с}$. Видно,

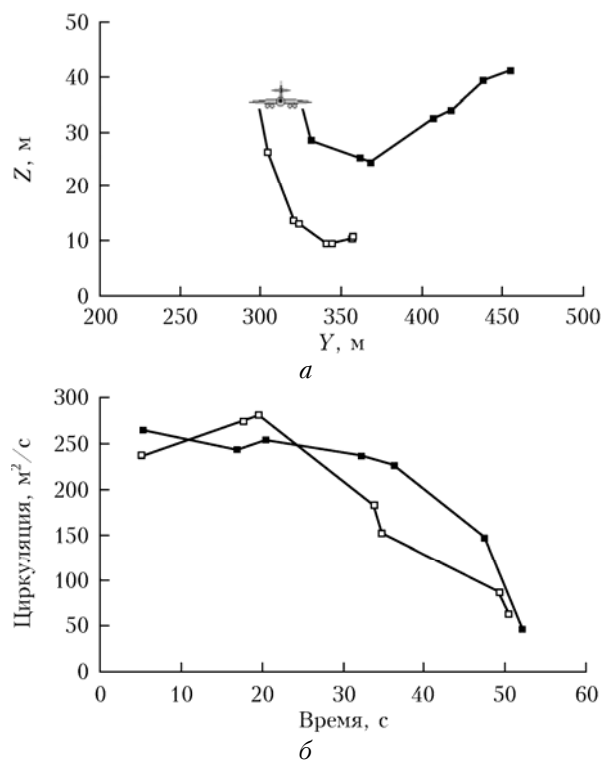


Рис. 4. Траектории осей самолетных вихрей (а) и изменение циркуляции этих вихрей со временем (б). Результат получен методом РС из данных, измеренных лидаром «Stream Line» на летном поле аэропорта Томска 21.08.2014 (самолет Б737-800 пересек плоскость сканирования зондирующим пучком в 07:45:24,2 местного времени)

что приведенные на рис. 4 оценки циркуляции для начального периода времени (до 20 с) относительно близки к рассчитанному Γ_0 (по крайней мере, в пределах погрешности, указанной в табл. 2). Затем со временем интенсивность вихрей уменьшается и через примерно 1 мин с момента их образования вихри практически исчезают.

Приведенные выше экспериментальные результаты лишь косвенно указывают на применимость описанного в разд. 2 метода РС. Для апробации этого метода в случае другого ИКДЛ, из измерений которым представляется возможным получение оценок параметров самолетных вихрей методом ОС с высокой точностью, мы воспользовались исходными данными 2-микронного лидара, измеренными во время эксперимента на летном поле аэропорта Мюнхена 05.04.2011 (параметры лидара и эксперимента приведены в табл. 1). Чтобы указанное в разд. 3 необходимое условие применимости метода РС для обработки данных этого лидара было выполнено, мы выбрали случай генерации вихрей самолетом А340-600, для которого, согласно нашим расчетам, $b_0 = 50$ м и $\Gamma_0 = 500$ м²/с. Так как в этом эксперименте азимутальный угол θ задавался равным $37,5^\circ$, то на плоскости сканирования зондирующим пучком начальное расстояние между осями вихрей $b_0/\cos\theta$ составило 63 м.

Суть метода ОС [5] заключается в получении из измеренных доплеровских спектров положительных и отрицательных огибающих скорости (при задании соответствующего порога) и оценивании из них параметров самолетных вихрей. В отличие от метода РС этот метод позволяет получать результат с приемлемой точностью для любых типов самолетов при условии достаточно высокого SNR.

Пример для измеренного 2-микронным лидаром массива радиальной скорости $\tilde{V}_r(R_k, \varphi_m; 4)$ и рассчитанной из него функции $D(R_k; 4)$ приведен на рис. 5. Эти данные получены для четвертого сканирования зондирующим пучком, когда методы РС и ОС дали практически одинаковые результаты (рис. 6).

На рис. 6 представлены результаты обработки данных измерений 2-микронным лидаром в течение примерно 1 мин после пересечения самолетом А340-600 плоскости сканирования с использованием методов РС (квадратики, соединенные сплошными линиями) и ОС (кружочки, соединенные пунктирными линиями), темные квадратик (светлые кружочки) – для дальнего самолетного вихря и светлые квадратик (темные кружочки) – для ближнего. Видно, что методы дают довольно близкие результаты для координат осей вихрей. Корни квадратные из средних значений квадратов разности соответствующих оценок, полученных методами РС и ОС (для усреднения используются данные рис. 6), составляют: $\hat{E}_Z = 1,7$ м для вертикальной, $\hat{E}_Y = 5,2$ м для горизонтальной координат оси вихря и $\hat{E}_\Gamma = 70$ м²/с для циркуляции. С учетом того, что в случае метода ОС погрешность оценки циркуляции составляет 13 м²/с [15], основной вклад в величину \hat{E}_Γ вносит погрешность оценки методом РС. Однако по сравнению с полученным в разд. 3 значением погрешности $E_\Gamma = 47,5$ м²/с для случая 2-микронного лидара и при

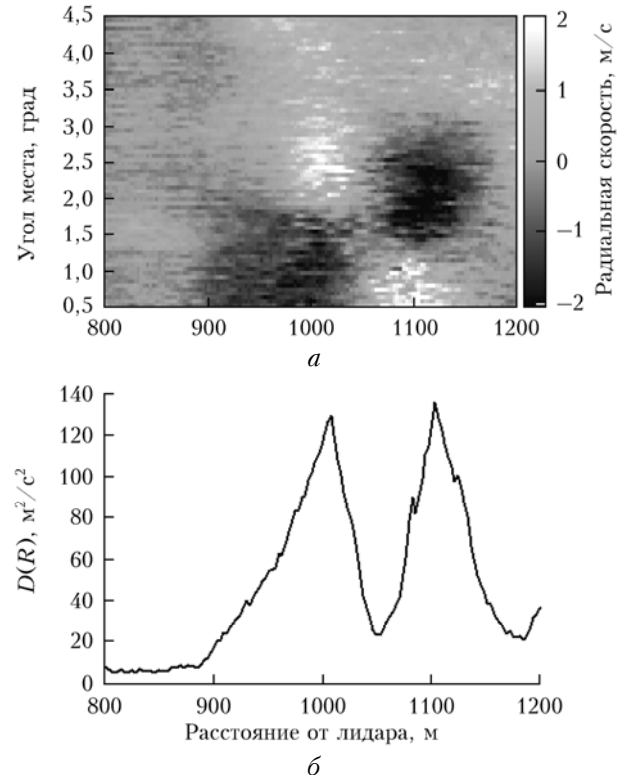


Рис. 5. Радиальная скорость $\tilde{V}_r(R_k, \varphi_m; 4)$ (а) и функция $D(R_k; 4)$ (б), полученные из измерений 2-микронным ИКДЛ на летном поле аэропорта Мюнхена 05.04.2011 (самолет А340-600 пересек плоскость сканирования зондирующим пучком в 07:28:05 местного времени)

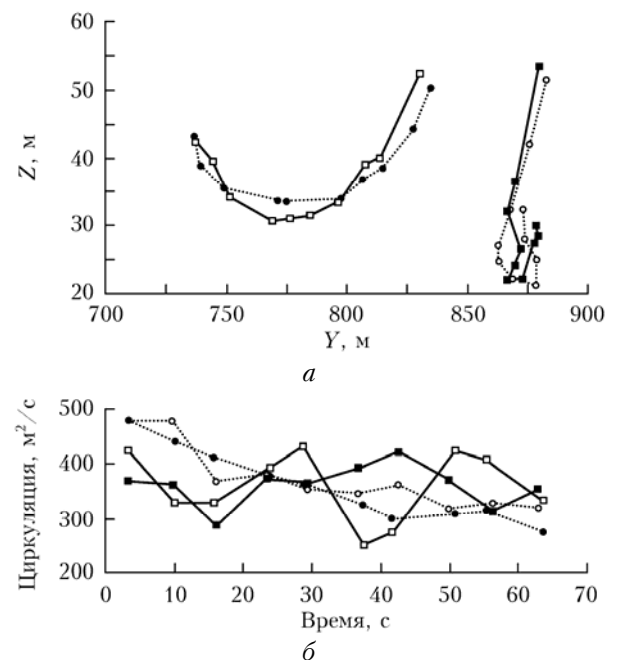


Рис. 6. Траектории осей самолетных вихрей (а) и изменение циркуляции этих вихрей со временем (б), полученные из измерений 2-микронным ИКДЛ на летном поле аэропорта Мюнхена 05.04.2011 (самолет А340-600 пересек плоскость сканирования зондирующим пучком в 07:28:05 местного времени)

использовании метода РС величина \hat{E}_T больше в 1,5 раза. Возможно, это связано с тем, что в численном моделировании не учитывалась неоднородность фонового ветра, ветровая турбулентность и влияние поверхности Земли на самолетные вихри.

Заклучение

Таким образом, исследования точности и условий применимости метода оценивания параметров самолетных вихрей из массива радиальных скоростей (метод РС), измеряемых «Stream Line» и 2-микронным ИКДЛ, показали, что для лидара «Stream Line» метод РС позволяет получать результат с точностью, достаточной для исследования пространственной динамики и эволюции вихрей, образующихся за самолетами, летящими в приземном слое атмосферы. Из-за относительно большой длительности зондирующего импульса у 2-микронного ИКДЛ этот метод применим к данным измерений этим лидаром для оценивания параметров вихрей, образующихся лишь за большими самолетами. При этом, согласно результатам разд. 4, относительная погрешность лидарной оценки циркуляции вихря составляет ~20%, что в 5 раз больше относительной погрешности, даваемой методом огибающих скорости при его использовании для обработки данных, измеренных 2-микронным ИКДЛ. Следует отметить, что описанный в разд. 2 метод РС применим к данным, полученным при стационарных условиях и несильной ветровой турбулентности, когда за время жизни самолетных вихрей распределение радиальной составляющей скорости фонового ветра изменится несущественно.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (проект № 14-17-00386).

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 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 cohe-

- rent laser radar // J. Modern Optics. 1994. V. 41, N 11. 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. Aircraft. 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 пограничном слое атмосферы // Оптика атмосф. и океана. 2014. Т. 27, № 10. С. 911–916.
10. Смалихо И.Н., Банах В.А. Определение параметров вихревого следа самолета из данных, измеряемых лидаром «Stream Line» // Мат-лы XXI Междунар. симп. «Оптика атмосферы и океана. Физика атмосферы» [Электронный ресурс]. Томск: Изд-во ИОА СО РАН, 2015. С. C262–C265. 1 CD-ROM.
11. Банах В.А., Брюер А., Пичугина Е.Л., Смалихо И.Н. Измерения скорости и направления ветра когерентным доплеровским лидаром в условиях слабого эхосигнала // Оптика атмосф. и океана. 2010. Т. 23, № 5. С. 333–340.
12. Gerz T., Holzäpfel F., Darracq D. Commercial aircraft wake vortices // Progr. Aerospace Sci. 2002. V. 38, N 3. P. 181–208.
13. Schwarz C.W., Hahn K.U., Fischenberg D. Wake encounter severity assessment based on validated aerodynamic interaction models // AIAA Guidance, Navigation, and Control Conf., 2–5 August 2010, Toronto, Ontario Canada. AIAA 2010-7679. URL: http://www.wakenet.eu/fileadmin/user_upload/News%26Publications/AIAA-237438-765.pdf
14. Burnham D.C., Hallock J.N. Chicago monostatic acoustic vortex sensing system // U.S. Department of Transportation. DOT-TSC-FAA-79-103. 1982. 206 p.
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. Aircraft. 2005. V. 42, N 4. P. 916–923.

I.N. Smalikho, V.A. Banakh, F. Holzäpfel, S. Rahm. Estimation of aircraft wake vortex parameters from array of radial velocities measured by a coherent Doppler lidar.

A modified method of the radial velocities (RV) is offered. On the base of results of the numerical simulation that imitates operation of “Stream Line” and 2- μm pulsed coherent Doppler lidars (PCDL) we analyze accuracy of the estimation of aircraft wake vortex parameters using the RV method. Results are presented of field experiments carried out with the aim to obtain estimates for vortex axis trajectories and dependence of the vortex circulation on time from arrays of the radial velocity measured by these lidars. For the case of 2- μm PCDL we compared results given by methods of velocity envelopes and RV. The limits of applicability of the RV method have been determined.