

МАШИНОСТРОЕНИЕ

- 2.5.12 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов;
2.5.13 – Проектирование, конструкция и производство летательных аппаратов;
2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов;
2.5.15 – Тепловые электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов;
2.5.16 – Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов

УДК 629.7.016:533.68

DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-3-103-113

**Особенности распространения вихревого следа
за воздушными судами с винтами**

А.И. Желанников¹

¹Центральный аэрогидродинамический институт имени проф. Н.Е. Жуковского,
г. Жуковский, Россия

Аннотация: В статье приводятся результаты исследования характеристик вихревого следа за воздушными судами с турбовинтовыми двигателями. На примере самолета Ан-12 показано, что вращающиеся винты вносят заметный вклад в распространение вихревого следа за самолетом. Это доказывают и некоторые исследования, а также многочисленные наблюдения. Также описывается методика для исследования вихревого следа за воздушными судами с винтами. В основе методики лежит метод дискретных вихрей. Актуальность таких исследований обусловлена возрастающим интересом компаний-перевозчиков к воздушным судам с турбовинтовыми двигателями. Доказано, что при перевозках пассажиров и грузов на таких судах на расстояния 700–800 км затраты по обслуживанию и на топливо сокращаются примерно на 30–40 %. Поэтому до сих пор сохранен парк турбовинтовых самолетов, таких как Ан-22, Ан-70, Ан-12, а также Ту-95, Ил-38, С-130 и др. Разрабатываются и вводятся в эксплуатацию новые турбовинтовые самолеты: А-400М, Ил-114, Ил-112М. Вихревой след за такими самолетами также представляет опасность для других, летящих следом самолетов. Особенностью распространения вихревого следа за самолетами с винтами является взаимодействие вихрей, сходящих с планера самолета и вихрей от винтов. В результате из-за вращения всех винтов в одну сторону нарушается симметрия в распространении вихрей, сходящих с правой и левой половин крыла. Поэтому важно понимать, насколько по-разному ведут себя вихри, сходящие с планера самолета с турбовинтовыми двигателями. Для удобства исследования методика учета влияния вихрей от винтов интегрирована в специальный расчетно-программный комплекс, базирующийся также на методе дискретных вихрей. В нем при расчете характеристик вихревого следа учитываются полетный вес, скорость и высота полета самолета, его полетная конфигурация, атмосферные условия, близость земли, осевая скорость в ядре вихря и некоторые другие факторы. Этот комплекс прошел необходимую апробацию и государственную регистрацию. Был выполнен ряд мероприятий по валидации и верификации разработанного комплекса, подтверждающих работоспособность программ, входящих в него, и достоверность получаемых по нему результатов. Приводятся результаты исследования характеристик вихревого следа за самолетом Ан-12 в виде спектров вертикальной скорости и полей возмущенных скоростей на различных удалениях от него. Показано, что воздушные винты заметно влияют на распространение вихревого следа за турбовинтовыми самолетами. Это обстоятельство необходимо учитывать экипажам воздушных судов, летящих следом за такими самолетами.

Ключевые слова: воздушные винты, вихревой след, воздушное судно, взаимодействие вихрей, турбовинтовые самолеты.

Для цитирования: Желанников А.И. Особенности распространения вихревого следа за воздушными судами с винтами // Научный Вестник МГТУ ГА. 2023. Т. 26, № 3. С. 103–113. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-3-103-113

Features of vortex trace propagation for aircraft with propellers

A.I. Zhelannikov¹

¹Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Russia

Abstract: The article presents the results of a study of the characteristics of the wake vortex of aircraft with turboprop engines. Using the example of the An-12 aircraft, it is shown that rotating propellers make a noticeable contribution to the propagation of the vortex trail behind the aircraft. This is proved by some studies, as well as numerous observations. It also describes a technique for

studying the wake vortex of aircraft with propellers. The method is based on the method of discrete vortices. The relevance of such studies is due to the growing interest of carrier companies in aircraft with turboprop engines. It has been proven that when transporting passengers and cargo on such vessels over distances of 700–800 km, maintenance and fuel costs are reduced by about 30–40%. Therefore, the fleet of turboprop aircraft, such as An-22, An-70, An-12, as well as Tu-95, Il-38, C-130, etc., has been preserved so far. New turboprop aircraft are being developed and put into operation: A-400M, Il-114, Il-112M. The vortex trail behind such aircraft also poses a danger to other aircraft flying behind. A feature of the propagation of the wake vortex behind aircraft with propellers is the interaction of vortices coming off the airframe and vortices from the propellers. As a result, due to the rotation of all the screws in one direction, symmetry is broken in the propagation of vortices descending from the right and left halves of the wing. Therefore, it is important to understand how differently the vortices that descend from the airframe of an aircraft with turboprop engines behave. For the convenience of the study, the method of accounting for the effect of vortices from screws is integrated into a special calculation and software package, also based on the method of discrete vortices. In it, when calculating the characteristics of the wake vortex, the flight weight, speed and altitude of the aircraft, its flight configuration, atmospheric conditions, proximity of the earth, axial velocity in the core of the vortex and some other factors are taken into account. This complex has passed the necessary testing and state registration. A number of measures were carried out to validate and verify the developed complex, confirming the operability of the programs included in it and the reliability of the results obtained from it. The results of the study of the characteristics of the wake vortex behind the Antonov-12 aircraft in the form of vertical velocity spectra and fields of perturbed velocities at various distances from it are presented. It is shown that propellers noticeably affect the propagation of the wake vortex behind turboprop aircraft. This circumstance must be taken into account by the crews of aircraft flying behind such aircraft.

Key words: propellers, wake vortex, aircraft, vortex interaction, turboprop aircraft.

For citation: Zhelannikov, A.I. (2023). Features of vortex trace propagation for aircraft with propellers. Civil Aviation High Technologies, vol. 26, no. 3, pp. 103–113. DOI: 10.26467/2079-0619-2023-26-3-103-113

Введение

В настоящее время перед авиационными специалистами многих стран стоит актуальная проблема: как обеспечить все возрастающую пропускную способность аэропортов из-за увеличения объема воздушных перевозок с сохранением заданного уровня безопасности полетов воздушных судов. Одна из главных трудностей реализации таких планов – обеспечение вихревой безопасности [1–5]. Суть проблемы вихревой безопасности – в вихревом следе за летящим самолетом [6–11]. Этот след представляет собой поля возмущенных скоростей и давлений и опасен для других самолетов, летящих следом. Замечу, что следует различать понятия вихревого и спутного следов. В монографии [12] справедливо предложено считать, что если движущее тело создает подъемную силу (например, самолет), то за ним образуется *вихревой* след. Если движущее тело не создает подъемную силу (например, автомобиль), то за ним образуется *спутный* след.

Данная работа посвящена исследованию вихревого следа за воздушными судами с винтами. Наблюдения за полетом турбовинтовых самолетов показывают, что распро-

странение вихревого следа за ними заметно отличается от распространения вихревого следа за турбореактивными самолетами (рис. 1). Это связано с влиянием вращения воздушных винтов на вихревой след самолета. Так как винты на самолете вращаются в одну сторону, то вихревой след за ним практически сразу же теряет свою симметрию, что мы и наблюдаем на рис. 1.

Появление новых магистральных самолетов с воздушными винтами потребовало изучения и исследования за ними дальних вихревых следов. Вихревой след за такими самолетами также представляет опасность для других, летящих следом самолетов. Проблема влияния воздушных винтов на характеристики дальнего вихревого следа до настоящего момента остается открытой. Анализ работ в этом направлении показывает, что таких исследований очень мало. В основном это разрозненные исследования вихревых следов за самолетами с воздушными винтами в летном эксперименте по программе Department of Transportation USA. У нас же практически отсутствуют методики и математические модели для исследования характеристик вихревого следа за самолетами с воздушными винтами. В последнее время возрос интерес



Рис. 1. Случайная визуализация вихревого следа за турбовинтовым самолетом Ан-12 при взлете
Fig. 1. Random visualization of the wake vortex following the Antonov-12 turboprop aircraft during takeoff

к самолетам с воздушными винтами, как более дешевым, по сравнению с турбореактивными самолетами, с точки зрения перевозки пассажиров и грузов на одинаковые расстояния. По расчетам некоторых зарубежных аналитиков затраты на обслуживание и топливо сокращаются примерно на 30–40 % при перевозке пассажиров и грузов на расстояние 700–800 км. Поэтому некоторые авиационные корпорации начинают разрабатывать турбовинтовые самолеты. Например, канадская машиностроительная корпорация Bombardier разрабатывает и выпускает современный двухмоторный турбовинтовой самолет DHC-8. Корпорация Airbus Military разработала и запустила в серийное производство самолет A-400M. То же самое делает и компания ATR. В России также летают Ил-114 и Ил-112В. Известны и другие аналогичные разработки.

Методика исследования

Методика исследования вихревого следа за самолетами с воздушными винтами, примененная в данной работе, подробно описана в монографии [12] и статье [13]. В данной статье она адаптирована и интегрирована в специаль-

ный расчетно-программный комплекс [14], базирующийся также на методе дискретных вихрей [15–17]. Суть интеграции заключается в следующем. Необходимо было разработать такую математическую модель воздушного винта, в которой учет влияния его работы производился через дискретные точечные вихри с известными циркуляциями и координатами на плоскости Треффца. Дело в том, что математическая модель дальнего вихревого следа расчетно-программного комплекса также основана на точечных вихрях. В этом случае математическая модель винта органически вписывается в математическую модель дальнего вихревого следа [12, 18].

Введем следующие обозначения:

d – диаметр винта;

L – характерный линейный размер самолета;

ω – угловая скорость вращения винта;

V_0 – скорость набегающего потока;

r_0 – радиус втулки винта;

$\xi = \frac{r_0}{R}$ – относительный радиус втулки

винта, где $R = \frac{d}{2}$;

$\bar{\alpha}$ – коэффициент тяги винта;

n – количество лопастей винта;

$\frac{V_0}{nd} = \lambda$ – коэффициент скорости винта;

$\bar{\beta}$ – коэффициент мощности винта.

Для интегрирования предлагаемой математической модели в расчетно-программный комплекс [14] разработана следующая вихревая схема винта (рис. 2). В центре винта располагается осевой вихрь циркуляции Γ^* , по периметру окружности винта располагаются n вихрей, моделирующих струю от винта. Исследования, выполненные в работе [13], показали, что число n должно соответствовать количеству лопастей винта. Тогда циркуляция вихрей на окружности винта будет Γ^*/n . Если задан режим работы винта – λ , $\bar{\alpha}$, $\bar{\beta}$ и известен относительный диаметр втулки ξ , то определить интенсивность генерируемого винтом осевого вихря можно по формуле [13]

$$\bar{\Gamma} = \frac{4\bar{\beta}}{\pi^3(1-\xi^2) \left[\frac{\lambda}{2\pi} + \sqrt{\frac{\lambda^2}{4\pi^2} + \frac{2\bar{\alpha}}{\pi^3(1-\xi^2)}} \right]}.$$

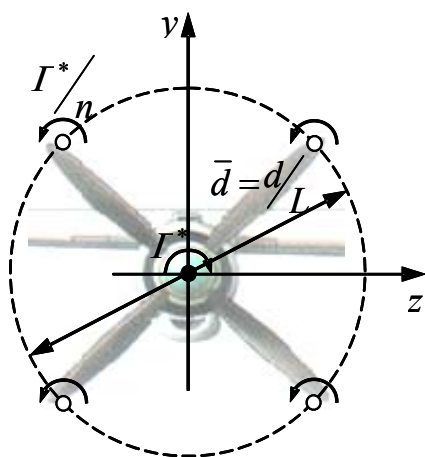


Рис. 2. Вихревая модель винта
Fig. 2. Vortex model of the propeller screw

Введем в рассмотрение безразмерную циркуляцию осевого вихря по формулам, принятым для летательного аппарата в це-

лом, $\Gamma^* = \frac{\Gamma}{V_0 L}$, где L – некоторый харак-

терный размер, тогда $\bar{\Gamma}$ и Γ^* будут связа-
ны соотношением

$$\bar{\Gamma} \omega R d = \Gamma^* V_0 L.$$

Откуда

$$\Gamma^* = \bar{\Gamma} \frac{\omega R d}{V_0 L} = \bar{\Gamma} \frac{2\pi n d}{V_0} \frac{d}{2L} = \bar{\Gamma} \frac{\pi}{\lambda} \bar{d},$$

и окончательно

$$\Gamma^* = \bar{\Gamma} \frac{\pi}{\lambda} \bar{d}.$$

Здесь $\bar{d}$ – относительный диаметр винта $\bar{d} = d/L$. Тогда, вихревая схема струи винта (в плоскости Треффца) будет иметь вид, показанный на рис. 1: n вихрей, расположенных равномерно по окружности диаметром, равным диаметру винта, моделируют поверхность струи винта. Здесь число вихрей совпадает с количеством лопастей. Циркуляция каждого из этих вихрей равна Γ^*/n , а направление вращения противоположно направлению вращения осевого вихря. Осевой вихрь при этом создает вращение, совпадающее по направлению с вращением винта. Таким образом, цель достигнута. Точечные вихри, моделирующие работу винта, органически вписаны в расчетно-программный комплекс [14].

Результаты исследования

Для подтверждения работоспособности разработанной методики и достоверности получаемых по ней результатов были выполнены расчеты характеристик дальнего вихревого следа за самолетом С-130, летящего на высоте 1000 м со скоростью $V = 51$ м/с. Для этого самолета и этих условий полета из работы [2] известны данные летного эксперимента по замеру максимальной вертикальной скорости

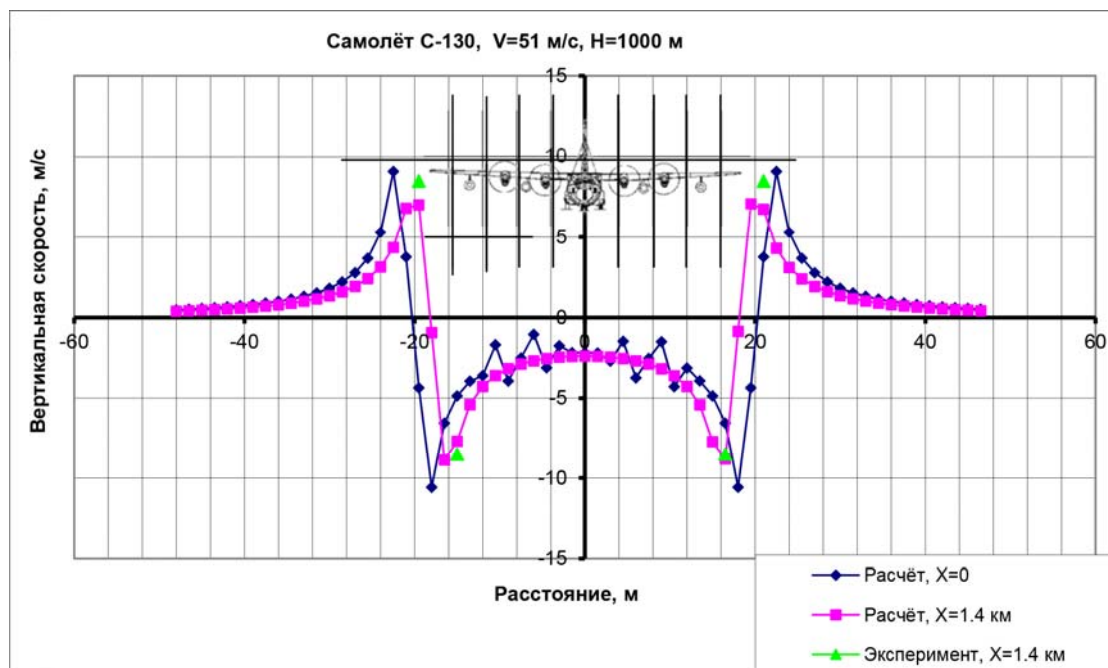


Рис. 3. Распределение вертикальной скорости в ядре вихря самолета С-130
Fig. 3. Vertical velocity distribution in the vortex core of the C-130 aircraft

в вихревом следе. На рис. 2 приведены расчеты вертикальной скорости за самолетом С-130 на расстоянии за самолетом $X = 0$ и 1,4 км. Видим, что при $X = 0$ (это сечение за самолетом по обрезу фюзеляжа, ромбики) вертикальная скорость носит пилообразный характер. Это связано с влиянием вращения винтов на вихревой след за самолетом.

На удалении $X = 1,4$ км от самолета С-130 расчетом получен весь спектр вертикальной скорости (квадратики). Видим, что по величине максимальной вертикальной скорости расчет (квадратики) и летный эксперимент (треугольники) удовлетворительно совпадают друг с другом, что косвенно подтверждает достоверность получаемых результатов.

Далее, были выполнены исследования характеристик вихревого следа за самолетом Ан-12. На его примере показано, что вращающиеся винты оказывают заметное влияние на распространение вихревого следа. На первом этапе показано, как изменяется спектр вертикальной скорости в ядре вихря самолета Ан-12 без учета влияния вращения воздушных винтов (рис. 4) и с учетом влияния вращения (рис. 5). Вертикальная скорость рассчитывалась на удалении $X = 10, 150, 300$

и 500 м. При этом скорость полета самолета составляла $V = 420$ км/ч, а высота полета $H = 500$ м. Параметры λ , $\bar{\alpha}$, $\bar{\beta}$ взяты из диаграммы винта самолета Ан-12 для крейсерского режима полета. Состояние атмосферы – спокойное, $CA = 1$ [12].

Видим, что спектры распределения вертикальной скорости на рис. 4 и 5 значительно отличаются друг от друга. Заметим также, что уже на удалении $X = 500$ м влияние вращения винтов на вертикальную скорость практически исчезает. Это связано с естественным затуханием вихрей по причине турбулентности атмосферы, а также с диссипацией и диффузией вихрей.

На втором этапе были проведены исследования полей возмущенных скоростей за самолетом Ан-12 на удалении до 2 км (рис. 6). Здесь представлены результаты расчета характеристик вихревого следа в виде полей возмущенных скоростей, которые представлены векторами суммарной скорости W , вычисленной по формуле

$$W = \sqrt{W_z^2 + W_y^2}$$

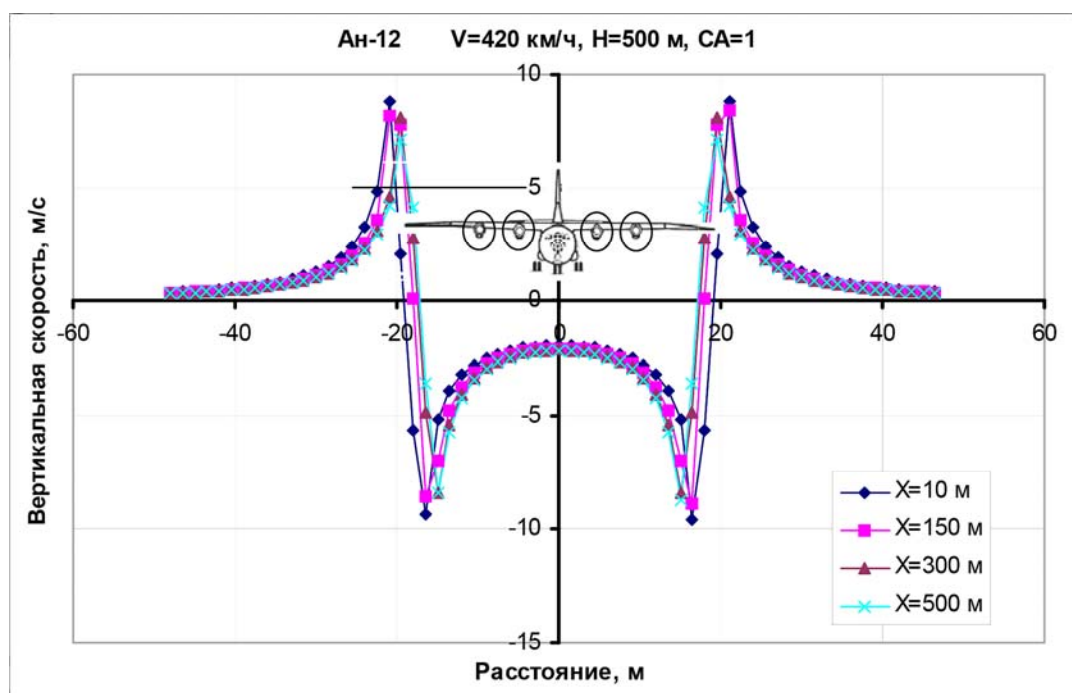


Рис. 4. Распределение вертикальных скоростей в ядре вихря самолета Ан-12 (без учета влияния воздушных винтов)

Fig. 4. Distribution of vertical velocities in the vortex core of the An-12 aircraft (excluding the influence of propellers)

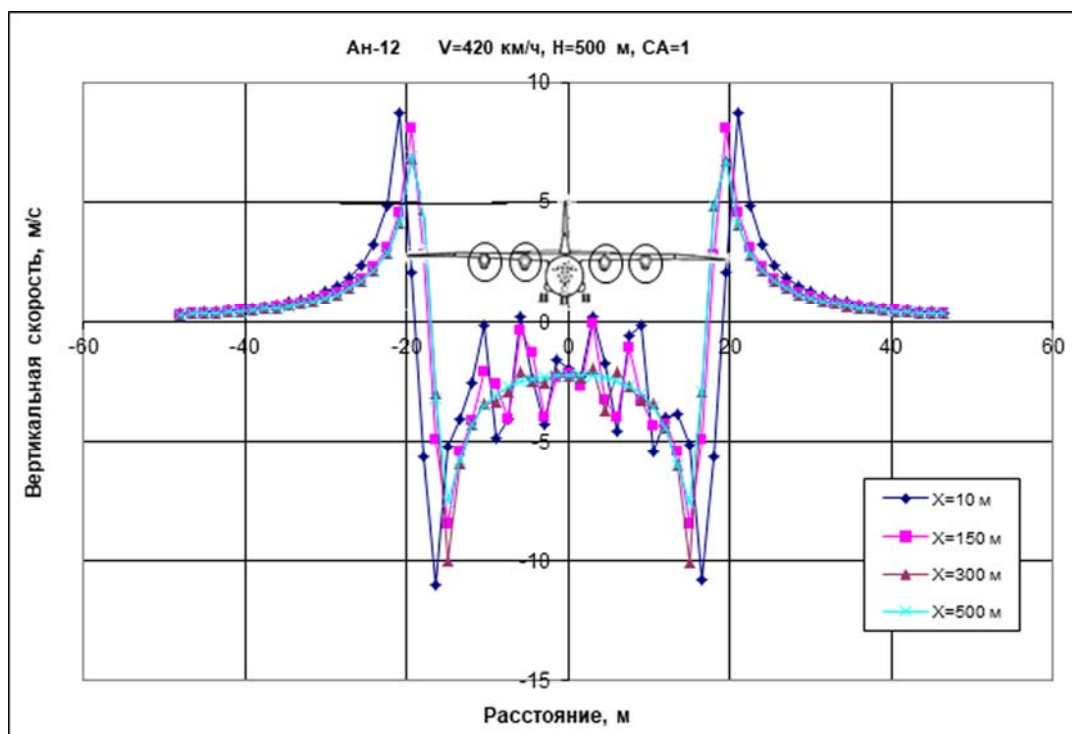


Рис. 5. Распределение вертикальных скоростей в ядре вихря самолета Ан-12 (с учетом влияния воздушных винтов)

Fig. 5. Distribution of vertical velocities in the vortex core of the An-12 aircraft (Taking into account the influence of propellers)

Здесь W_z и W_y – составляющие горизонтальной и вертикальной возмущенной скорости. Величину скорости W при заданных условиях полета можно легко определить через масштабную шкалу на рис. 6, размер которой соответствует 10 м/с.

Видим, что с увеличением удаления X от самолета наблюдается нарушение симметрии вихрей, сходящих с левой и правой половин крыла.

Это обстоятельство кардинально отличает распространение вихревого следа за турбовинтовыми и турбореактивными самолетами. За турбореактивными самолетами вихревой след очень долго сохраняет симметрию вихрей, сходящих с правой и левой половин крыла [2, 12, 19–26]. За турбовинтовыми самолетами из-за влияния вращающихся воздушных винтов эта симметрия практически сразу же нарушается. Известны работы [12, 27], в которых показано, что вращающиеся в одну сторону винты также оказывают влияние и на аэродинамические характеристики самолета. Это связано с несимметрией обтекания планера самолета. При полете турбовинтового самолета на нем возникают небольшие, но все же заметные моменты рыскания и крена. Для их устранения в конструкции некоторых самолетов применены специальные мероприятия. Но это может привести к увеличению лобового сопротивления, а значит, и к увеличению затрат на дополнительное топливо. Есть самолеты, у которых на правой и левой половинах крыла винты вращаются в разные стороны, что позволяет устранить несимметрию обтекания планера. Например, А-400М корпорации Airbus Military.

Выводы

Таким образом, расчеты показали, что вихревой след за турбовинтовыми самолетами кардинально отличается от вихревого следа за турбореактивными самолетами. Причиной такого отличия являются вращающиеся винты. Практически у всех эксплуатируемых турбовинтовых самолетов винты

вращаются в одну сторону. При взаимодействии вихрей от винта с вихрями, сходящими с планера самолета, нарушается симметрия в распространении вихревого следа за самолетом. Это обстоятельство необходимо учитывать экипажам самолетов, летящих следом за турбовинтовыми самолетами. Кроме того, эту особенность нужно учитывать и при обеспечении вихревой безопасности в районе крупных аэропортов, когда назначается безопасная дистанция между взлетающими и идущими на посадку воздушными судами.

Список литературы

1. Головнев И.Г., Лапшин К.В. Бортовая система измерений воздушных данных как основа для оповещения ЛА о вхождении его в вихревое образование от другого ЛА // Навигация, наведение и управление летательными аппаратами: сборник тезисов докладов третьей Всероссийской научно-технической конференции, Москва, 21–22 сентября 2017 г. ГНЦ РФ ФГУП «ГосНИИАС». М.: Научтехлитиздат, 2017. С. 219–220.
2. Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Вихревой след самолета и вопросы безопасности полетов // Труды МФТИ. 2009. Т. 1, № 3. С. 73–93.
3. Анимица О.В. Моделирование на пилотажном стенде дозаправки самолета в полете / О.В. Анимица, А.М. Гайфуллин, А.А. Рыжов, Ю.Н. Свириденко // Труды МФТИ. 2015. Т. 7, № 1. С. 3–15.
4. Босняков И.С., Судаков Г.Г. Моделирование разрушения вихревого следа за пассажирским самолетом с помощью методов вычислительной аэродинамики // Труды ЦАГИ. 2013. Вып. 2730. С. 3–12.
5. Босняков И.С., Судаков Г.Г. Расчет разрушения вихревого следа за пассажирским самолетом с помощью метода моделирования больших вихрей второго порядка аппроксимации // Труды МФТИ. 2014. Т. 6, № 3 (23). С. 3–12.
6. Хаустов А.А. Модель эволюции спутного следа воздушного судна при полете на крейсерском режиме // Научный Вестник МГТУ ГА. 2012. № 184. С. 118–122.

Самолет Ан-12, $V = 420$ км/ч, $H = 500$ м

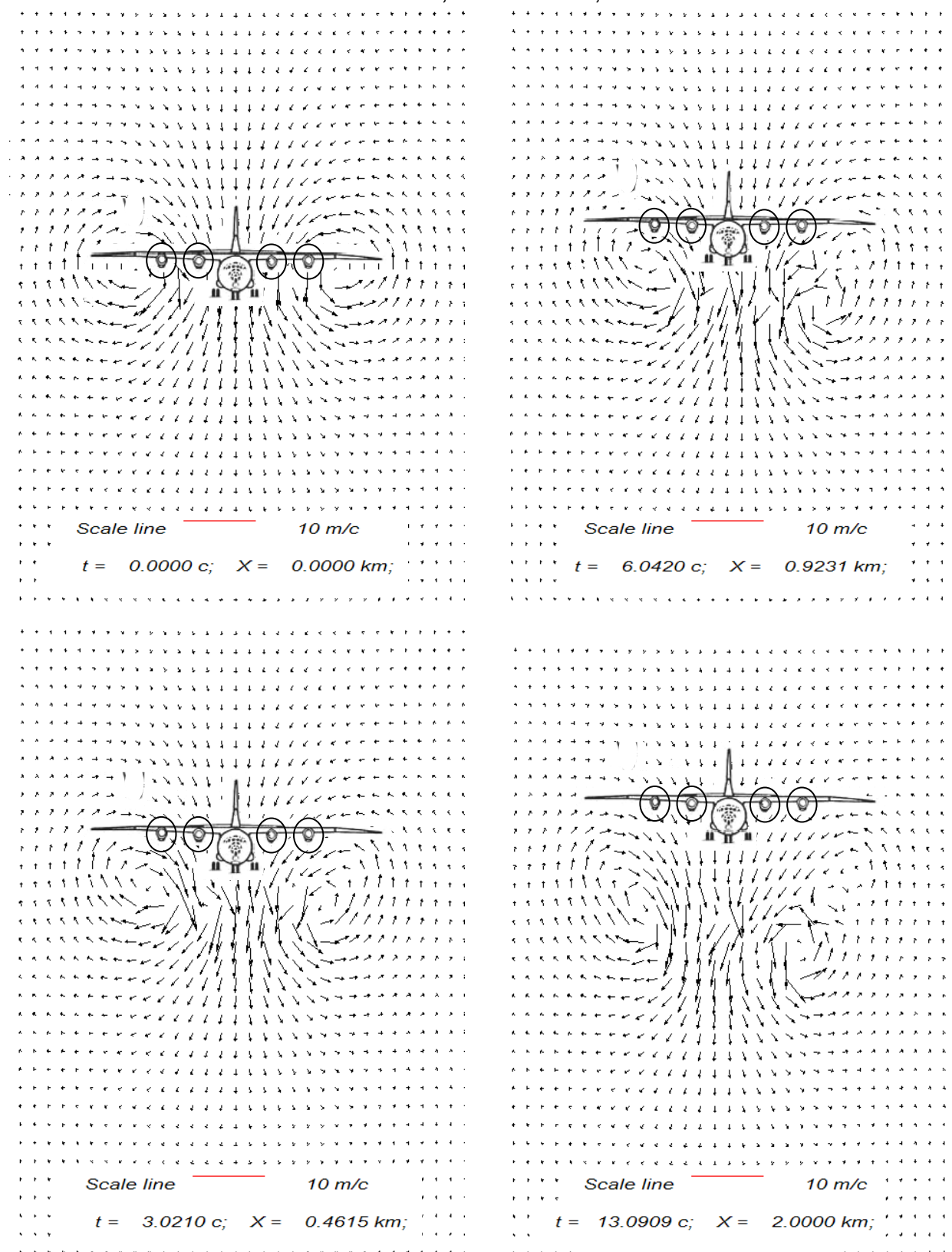


Рис. 6. Поле возмущенных скоростей за самолетом Ан-12 на различных удалениях
Fig. 6. The field of perturbed velocities behind the An-12 aircraft at various distances

7. **Unterstrasser S., Stephan A.** Far field wake vortex evolution of two aircraft formation flight and implications on young contrails // *The Aeronautical Journal*. 2020. Vol. 124, iss. 1275. Pp. 667–702. DOI: 10.1017/aer.2020.3
8. **Speijker L.** ATC-Wake: Integrated wake vortex safety and capacity system / L. Speijker, A. Vidal, F. Barbaresco, M. Frech, H. Barny, G. Winckelmans // *Journal Air Traffic Control*. 2007. Vol. 49, no. 1. Pp. 17–32.
9. **Gillis T.** A 2D immersed interface Vortex Particle-Mesh method / T. Gillis, I. Marichal, G. Winckelmans, F. Chatelain // *Journal of Computational Physics*. 2019. Vol. 394. Pp. 700–718. DOI: 10.1016/j.jcp.2019.05.033
10. **Stephan A., Schrall J., Holzäpfel F.** Numerical optimization of plate-line design for enhanced wake-vortex decay // *Journal Aircraft*. 2017. Vol. 54, no. 3. Pp. 995–1010. DOI: 10.2514/1.C033973
11. **Stephan A.** Effects of detailed aircraft geometry on wake vortex dynamics during landing / A. Stephan, D. Rohlmann, F. Holzäpfel, R. Rudnik // *Journal of Aircraft*. 2019. Vol. 56, no. 3. Pp. 974–989. DOI: 10.2514/1.C034961
12. **Ginevsky A.S., Zhelannikov A.I.** Vortex wakes of aircrafts. Springer Berlin, Heidelberg, 2009. 154 p. DOI: 10.1007/978-3-642-01760-5
13. **Гуляев В.В.** Математическая модель дальнего вихревого следа за самолетами с воздушными винтами / В.В. Гуляев, А.И. Желанников, Д.В. Морошкин, С.А. Ушаков // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2007. № 111. С. 21–27.
14. **Желанников А.И., Замятин А.Н.** Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2015614783 «Расчетно-программный комплекс для системы вихревой безопасности», 2015.
15. **Белоцерковский С.М., Ништ М.И.** Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью. М.: Наука, 1978. 277 с.
16. **Апарин В.А., Дворак А.В.** Метод дискретных вихрей с замкнутыми вихревыми рамками // *Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского*. 1986. Вып. 1313. С. 424–432.
17. **Сетуха А.В.** О лагранжевом описании трехмерных течений вязкой жидкости при больших значениях числа Рейнольдса // *Журнал вычислительной математики и математической физики*. 2020. Т. 60, № 2. С. 297–322. DOI: 10.31857/S004446692002012X
18. **Белоцерковский С.М., Гиневский А.С.** Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей. М.: Физматлит, 1995. 368 с.
19. **Barnes C.J., Visbal M.R., Huang P.G.** On the effects of vertical offset and core structure in stream wise oriented vortex–wing interactions // *Journal of Fluid Mechanics*. 2016. Vol. 799. Pp. 128–158. DOI: 10.1017/jfm.2016.320
20. **McKenna C., Bross M., Rockwell D.** Structure of a stream wise oriented vortex incident upon a wing // *Journal of Fluid Mechanics*. 2017. Vol. 816. Pp. 306–330. DOI: 10.1017/jfm.2017.87
21. **Winckelmans G.** Experimental and numerical study of counter-rotating vortex pair dynamics in ground defect / G. Winckelmans, C. Cottin, G. Daeninck, T. Leweke // In: 18th Congress Français de Mécanique. Grenoble, France, 27–31 August 2007. Pp. 28–33.
22. **Winckelmans G.** Assessment of multiscale models for LES: spectral behavior in very high Reynolds number turbulence and cases with aircraft wakes vortices / G. Winckelmans, L. Bricteux, R. Cogle, M. Duponcheel, L. Georges // In: Proceedings 5th International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP-5). Garching, Germany, 27–29 August 2007. Vol. 1. Pp. 327–331.
23. **Frech M., Holzäpfel F.** Skill of an aircraft wake-vortex model using weather prediction and observation // *Journal of Aircraft*. 2008. Vol. 45, no. 2. Pp. 461–470. DOI: 10.2514/1.28983
24. **Holzäpfel F., Steen M.** Aircraft wake-vortex evolution in ground proximity: analysis and parameterization // *Aeronautics i Astronautics Journal*. 2007. Vol. 45, no. 1. Pp. 218–227. DOI: 10.2514/1.23917
25. **Вышинский В.В., Судаков Г.Г.** Вихревой след самолета в турбулентной атмосфере // *Труды ЦАГИ*. 2006. Вып. 2667. 155 с.

26. Grigorev M.A., Zamyatin A.N., Rogozin V. Airflow visualization during research of large scale vortex flows // In: ICAS 2016. 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Science in Daejeon. Korea, September 2016. Pp. 1–7.

27. Grigorev M.A., Zamyatin A.N. Experimental and theoretical investigations of large scale vortex flows // In: ICVFM 2016. 7th International Conference on Vortex Flows and Vortex Models. Rostock, Germany, 19–22 September 2016. Pp. 98–99.

References

1. Golovnev, I.G., Lapshin, K.V. (2017). On-board air data measurement system as a basis for alerting an aircraft about its entry into a vortex formation from another aircraft. *Navigatsiya, navedeniye i upravleniye letatelnyimi apparatami: sbornik tezisev dokladov tretyey Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii*. Moscow: Nauchtekhlitizdat, pp. 219–220. (in Russian)
2. Vyshinsky, V.V., Sudakov, G.G. (2009). The vortex track of the aircraft and flight safety issues. *Trudy MFTI*, vol. 1, no. 3, pp. 73–93. (in Russian)
3. Animitsa, O.V., Gaifullin, A.M., Ryzhov, A.A., Sviridenko, Yu.N. (2015). Simulation of in-flight aircraft refueling on a pilot stand. *Trudy MFTI*, vol. 7, no. 1, pp. 3–15. (in Russian)
4. Bosnyakov, I.S., Sudakov, G.G. (2013). Modeling the destruction of a vortex wake behind a passenger aircraft using computational aerodynamics methods. *Trudy TsAGI*, issue 2730, pp. 3–12. (in Russian)
5. Bosnyakov, I.S., Sudakov, G.G. (2014). Calculation of the destruction of the vortex wake behind a passenger aircraft using the method of modeling large vortices of the second order of approximation. *Trudy MFTI*, vol. 6, no. 3 (23), pp. 3–12. (in Russian)
6. Khaustov, A.A. (2012). Aircraft wake vortex evolution model during cruise. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 184, pp. 118–122. (in Russian)
7. Unterstrasser, S., Stephan, A. (2020). Far field wake vortex evolution of two aircraft formation flight and implications on young contrails. *The Aeronautical Journal*, vol. 124, issue 1275, pp. 667–702. DOI: 10.1017/aer.2020.3
8. Speijker, L., Vidal, A., Barbaresco, F., Frech, M., Barny, H., Winkelmanns, G. (2007). ATC-Wake: Integrated wake vortex safety and capacity system. *Journal Air Traffic Control*, vol. 49, no. 1, pp. 17–32.
9. Gillis, T., Marichal, I., Winkelmanns, G., Chatelain, F. (2019). A 2D immersed interface Vortex Particle-Mesh method. *Journal of Computational Physics*, vol. 394, pp. 700–718. DOI: 10.1016/j.jcp.2019.05.033
10. Stephan, A., Schräll, J., Holzäpfel, F. (2017). Numerical optimization of plate-line design for enhanced wake-vortex decay. *Journal Aircraft*, vol. 54, no. 3, pp. 995–1010. DOI: 10.2514/1.C033973
11. Stephan, A., Rohlmann, D., Holzäpfel, F., Rudnik, R. (2019). Effects of detailed geometry on aircraft wake vortex dynamics during landing. *Journal of Aircraft*, vol. 56, no. 3, pp. 974–989. DOI: 10.2514/1.C034961
12. Ginevsky, A.S., Zhelannikov, A.I. (2009). Vortex traces of aircraft. Springer Berlin, Heidelberg, 154 p. DOI: 10.1007/978-3-642-01760-5
13. Gulyaev, V.V., Zhelannikov, A.I., Moroshkin, D.V., Ushakov, S.A. (2007). The mathematical model of a distant vortical trace behind the airliners with propellers. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*, no. 111, pp. 21–27. (in Russian)
14. Zhelannikov, A.I., Zamyatin, A.N. (2015). The certificate of state registration of program for computer № 2015614783 "Design-a software package for the system of vortex-Reva security".
15. Belotserkovsky, S.M., Nisht, M.I. (1978). Separation and non-separation flow of thin wings with an ideal liquid. Moscow: Nauka, 277 p. (in Russian)
16. Aparinov, V.A., Dvorak, A.V. (1986). The method of discrete vortices with closed vortex frames. *Trudy VVIA im. Prof. N.E. Zhukovskogo*, issue 1313, pp. 424–432. (in Russian)

17. Setukha, A.V. (2020). Lagrangian description of three-dimensional viscous flows at large Reynolds numbers. *Computational Mathematics and Mathematical Physics*, vol. 60, no. 2, pp. 302–326. DOI: 10.1134/S0965542520020116

18. Belotserkovsky, S.M., Ginevsky, A.S. (1995). Modeling of turbulent jets and traces based on the discrete vortex method. Moscow: Fizmatlit, 368 p. (in Russian)

19. Barnes, C.J., Visbal, M.R., Huang, P.G. (2016). On the effects of vertical offset and core structure in stream wise oriented vortex-wing interactions. *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 799, pp. 128–158. DOI: 10.1017/jfm.2016.320

20. McKenna, C., Bross, M., Rockwell, D. (2017). Structure of a stream wise oriented vortex incident upon a wing. *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 816, pp. 306–330. DOI: 10.1017/jfm.2017.87

21. Winckelmans, G., Cottin, C., Dae-ninck, G., Leweke, T. (2007). Experimental and numerical study of counter-rotating vortex pair dynamics in ground defect. In: *18th Congress Français de Mécanique*, pp. 28–33.

22. Winckelmans, G., Bricteux, L., Cocle, R., Duponcheel, M., Georges, L. (2007). Assessment of multiscale models for LES: spectral behavior in very high Reynolds number turbulence

and cases with aircraft wakes vortices. In: *Proceeding 5th International Symposium on Turbulence and Shear Flow Phenomena (TSFP-5)*, Garching, Germany, vol. 1, pp. 327–331.

23. Frech, M., Holzapfel, F. (2008). Skill of an aircraft wake-vortex model using weather prediction and observation. *Journal of Aircraft*, vol. 45, no. 2, pp. 461–470. DOI: 10.2514/1.28983

24. Holzapfel, F., Steen, M. (2007). Aircraft Wake-Vortex Evolution in Ground Proximity: Analysis and parameterization. *Aeronautics i Astronautics Journal*, vol. 45, no. 1, pp. 218–227. DOI: 10.2514/1.23917

25. Vyshinsky, V.V., Sudakov, G.G. (2006). Vortex trace of an airplane in a turbulent atmosphere. *Trudy TsAGI*, issue 2667, 155 p. (in Russian)

26. Grigorev, M.A., Zamyatin, A.N., Rogozin, V. (2016). Airflow visualization during research of large scale vortex flows. In: *ICAS 2016, 30th Congress of the International Council of the Aeronautical Science in Daejeon*. Korea, pp. 1–7.

27. Grigorev, M.A., Zamyatin, A.N. (2016). Experimental and theoretical investigations of large scale vortex flows. In: *ICVFM 2016, 7th International Conference on Vortex Flows and Vortex Models*. Rostock, Germany, pp. 98–99.

Сведения об авторе

Желанников Александр Иванович, доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, zhelannikov@yandex.ru.

Information about the author

Alexander I. Zhelannikov, Doctor of Technical Sciences, Professor, Chief Researcher of TsAGI named after prof. N.E. Zhukovsky, zhelannikov@yandex.ru.

Поступила в редакцию
Принята в печать

18.12.2022
25.05.2023

Received
Accepted for publication

18.12.2022
25.05.2023