

УДК 629.735.33:351.814.24:533.6.015
DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-3-18-32

Методологические основы обеспечения безопасности полетов воздушных судов в условиях влияния когерентных вихревых структур

А.В. Головнев¹

¹Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», г. Воронеж, Россия

Аннотация: Представлены методологические основы решения проблемы безопасности полетов воздушных судов оперативно-тактической авиации в условиях влияния когерентных вихревых структур в атмосфере на наиболее сложных этапах полета: взлет и посадка на аэродромах совместного базирования, в том числе в составе группы или на горных аэродромах, дозаправка топливом в воздухе и групповой полет. Решение этой проблемы может быть основано на следующих частных задачах: формировании когерентных вихревых структур, их влиянии на аэродинамику воздушного судна, использовании теоретических методов оценки безопасности полетов. Вводятся понятия «аэродинамическое свойство воздушного судна», «система "Аэродинамические свойства воздушного судна – когерентные вихревые структуры – безопасность полетов"». Определены показатели компонент системы и их связь в системе. Указано, что качественное и количественное значение этих показателей являются основой для поиска условий обеспечения безопасности полетов с допустимой вероятностью. Доказано, что важными характеристиками для воздушных судов оперативно-тактической авиации можно считать зависимости располагаемого времени вмешательства и коэффициента запаса располагаемого момента крена, полученные в условиях влияния когерентных вихревых структур.

Ключевые слова: безопасность полетов, аэродинамические характеристики воздушных судов, аэродинамические свойства воздушных судов, когерентные вихревые структуры в атмосфере, вихревой след, определяющие параметры движения воздушного судна.

Для цитирования: Головнев А.В. Методологические основы обеспечения безопасности полетов воздушных судов в условиях влияния когерентных вихревых структур // Научный вестник МГТУ ГА. 2026. Т. 29, № 3. С. 18–32. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-3-18-32

Methodological foundations for ensuring aircraft flight safety under the influence of coherent vortex structures

A.V. Golovnev¹

¹Military Educational and Scientific Center of the Air Force "Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin", Voronezh, Russia

Abstract: This paper presents the methodological foundations for solving the problem of flight safety for tactical and operational aviation aircraft under the influence of coherent vortex structures in the atmosphere during the most critical flight phases: takeoff and landing at joint-use airfields (including group operations or operations from mountainous airfield), in-flight refueling, and group flight. The solution to this problem can be based on the following specific tasks: the formation of coherent vortex structures, their influence on aircraft aerodynamics, and the application of theoretical methods for assessing flight safety. The concepts of aircraft aerodynamic properties and the "Aircraft Aerodynamic Properties – Coherent Vortex Structures – Flight Safety" system are introduced. The performance indicators of the system's components and their interrelationships within the system are specified. It is stated that the qualitative and quantitative values of these indicators are the basis for determining the conditions to ensure flight safety at an acceptable level. It has been proved that critical characteristics for tactical and operational aviation aircraft are

the dependencies of the available intervention time and the roll moment reserve coefficient obtained under the influence of coherent vortex structures.

Keywords: flight safety, aircraft aerodynamic characteristics, aircraft aerodynamic properties, coherent vortex structures in the atmosphere, wake vortex, governing aircraft motion parameters.

For citation: Golovnev, A.V. (2026). Methodological foundations for ensuring aircraft flight safety under the influence of coherent vortex structures. Civil Aviation High Technologies, vol. 29, no. 3, pp. 18–32. DOI: 10.26467/2079-0619-2026-29-3-18-32

Введение

Для современных воздушных судов (ВС) характерным является большое число различных летно-технических эксплуатационных ограничений, определяющих границы летной годности. Эти ограничения указываются для конкретного типа ВС и определяют его предельные режимы полета – наиболее сложные эксплуатационные режимы, при которых параметры полета достигают своих ограничений. Однако в некоторых особых случаях возможно попадание ВС в условия, когда параметры полета превышают свои ограничения, такие режимы полета будем называть критическими. Эти режимы представляют собой опасные, недопустимые в эксплуатации режимы полета. Непроизвольные выходы ВС на критические режимы полета могут привести к сваливанию и штопору, то есть к возникновению особых ситуаций (ОС), потенциально влияющих на безопасность полета (БП). Выход ВС на критические режимы полета может быть обусловлен грубыми ошибками пилотирования на больших углах атаки; выполнением полета с большими углами скольжения и крена, угловыми скоростями вращения ВС; отказами авиационной техники; воздействием сильных внешних возмущений [1].

Под сильными внешними возмущениями понимаются возмущения, приводящие к заметному изменению аэродинамических сил и моментов, действующих на ВС. К ним относятся турбулентные, в общем случае нестационарные атмосферные явления, такие как сдвиг ветра, турбулентность воздуха, роторные течения замкнутого типа на подветренной стороне возвышенностей, турбулентность ясного неба, струйные течения низкого

уровня, взрывная волна, вихревой след (ВхС) в кильватерном следе другого ВС^{1,2}.

В процессе развития ОС изменяются параметры движения ВС. Параметры, которые имеют ограничение из условий обеспечения БП, называют определяющими параметрами [1]. К определяющим параметрам относятся: угол атаки (коэффициент подъемной силы c_{ya}), перегрузка, приборная скорость (скоростной напор), число М полета, угол крена (на этапе взлета и посадки), угловая скорость крена и др. [1]. Каждый из определяющих параметров имеет свою физическую природу ограничения.

Предельным значением определяющего параметра является такое его значение, при котором возникает аварийная или катастрофическая ситуация. Обеспечение безопасности требует, чтобы в полете определяющие параметры не достигли своих предельных значений, сохранялся некоторый запас до предельного значения. Наибольшее значение параметра, разрешенное при массовой эксплуатации ВС по условию обеспечения БП (вероятности неперехода из усложнения условий полета (УУП) в сложную ситуацию), называется допустимым значением определяющего параметра. Определяющий параметр, который в данной ОС раньше всего достигает своего предельного значения, будем называть критическим параметром [1]. Связь областей режимов полета и ОС с рекоменду-

¹ ГОСТ Р 57242-2016 Воздушный транспорт. Система менеджмента безопасности авиационной деятельности. База данных. М.: Стандартинформ, 2016. 15 с.

² Авиационные факторы риска. Программа обучения и подготовки ETR № 20. Всемирная метеорологическая организация. ВМО – ТД – № 1390. Секретариат Всемирной Метеорологической Организации. Женева – Швейцария, 2007. 53 с.



Рис. 1. Связь областей режимов полета и особых ситуаций со значениями определяющего параметра
Fig. 1. Relationship between flight regime domains, special situations, and the values of the governing parameter

емыми ($x_{рек}$), допустимыми ($x_{доп}$) и предельными ($x_{пр}$) значениями определяющего параметра можно представить схемой, приведенной на рис. 1.

Рассматривая возможные авиационные факторы риска², связанные с ожидаемыми условиями эксплуатации (природные явления) и выход ВС за пределы допустимых режимов полета под воздействием сильных внешних возмущений, следует учесть, что сильные внешние возмущения, являясь высокоинтенсивной турбулентностью, отличаются от окружающего воздушного пространства значениями параметров, характеризующих воздушное пространство (скорость, давление, температура и т. п.). Часть перечисленных внешних возмущений можно объединить общими физическими эффектами. Так, роторные течения замкнутого типа на подветренной стороне ландшафтных возвышенностей и крупных инженерных сооружений, турбулентность ясного неба и вихревой след (ВхС) в кильватерном следе другого ВС являются по физической сущности когерентными вихревыми структурами (КВхС).

КВхС – упорядоченные статистически устойчивые структуры воздушных масс, локализованные в пространстве турбулентной атмосферы, характеризующиеся полем завихренности большой интенсивности с явно выраженными центрами (ядрами), большим временем существования, значительно превышающем характерное время диссипации в системе, и слабой зависимостью от вязкости среды.

КВхС обладают рядом свойств [2]:

- вихри не существуют изолированно, а организуются в целостную систему вихрей – вихревую решетку;
- изменение одного вихря мгновенно сказывается на всей системе;
- диссипация кинетической энергии в крупномасштабном вихре компенсируется переходом энергии от мелкомасштабных флуктуаций к крупномасштабному вихрю.

Влияние КВхС на аэродинамические характеристики (АХ) ВС может проявляться на различных этапах полета [3–9]. Анализ мировой практики эксплуатации ВС³ позволяет важным считать вывод о том, что выбор взаимного положения, интервалов движения, взлета и посадки ВС должен осуществляться не только исходя из масс ВС – генератора ВхС и идущего за ним, но также и исходя из геометрических размеров, отклонения механизации, скорости движения, высоты полета, близости земли, состояния атмосферы и метеоусловий, при этом всегда считается, что наиболее опасным является случай входа в ВхС под нулевым углом к оси вихря [3, 4, 7, 9]. Следует также отметить, что воздействие КВхС на ВС для экипажа всегда неожиданно и часто воспринимается как внезапный отказ систем управления, так как ВС на короткие периоды может выходить из-под контроля².

³ Актуальные аспекты создания глобальной системы вихревой безопасности полетов. Рабочий документ. Ассамблея – 37-я сессия. Техническая комиссия. Пункт 46 повестки дня // ИКАО, 2010. 6 с.

Существующие подходы к обеспечению вихревой безопасности применяются в той или иной мере для гражданских ВС, вместе с тем не менее актуальными они являются для ВС государственной авиации. Например, для ВС оперативно-тактической авиации (ОТА) перечень наиболее сложных этапов полета значительно шире. К ним относятся взлет и посадка на аэродромах совместного базирования, в том числе в составе группы или в условиях горных аэродромов, дозаправка топливом в воздухе и групповой полет.

Методы и методология исследования

Опираясь на имеющиеся результаты исследований в этой области [8–11], имеет смысл ввести гипотезу о том, что БП ВС при влиянии КВхС обеспечивается соответствующим его положением, своевременным вмешательством (летчиком, оператором, автоматизированной системой управления) в управление и достаточной эффективностью рулевых поверхностей в создании в первую очередь противоположно направленного момента (или моментов), который будем считать располагаемым.

Современные ВС ОТА характеризуются крыльями умеренных удлинения (от 3 до 4) и стреловидности (от 40 до 45°) с наплывом большой стреловидности (более 70°) и имеющими малую относительную толщину (от 5 до 8 %). Для этих ВС характерны высокие маневренные свойства, в том числе по созданию больших скоростей крена ω_x с использованием широкого спектра рулевых поверхностей, а в отдельных случаях и поворота вектора тяги. Однако каждое ВС имеет собственные АХ, характеристики устойчивости и управляемости.

Обобщить особенности аэродинамических компоновок современных ВС ОТА и их аэродинамических характеристик можно путем введения понятия «аэродинамическое свойство ВС». Под аэродинамическим свойством ВС ОТА будем понимать его такие аэродинамические характеристики и показатели,

которые обуславливают его отличие от других ВС или сходство с ними и проявляются в полете при взаимодействии с внешней воздушной средой, в том числе с возмущенной КВхС.

Решение проблемы обеспечения БП ВС ОТА в условиях влияния КВхС может быть в теоретическом плане основано на решении задач формирования КВхС, его влияния на аэродинамику ВС, использовании теоретических методов оценки БП, а в практическом – основано на определении допустимых и предельных значений определяющих параметров движения ВС ОТА, предельных параметров его АХ, зависящих от аэродинамических свойств, и формировании рекомендаций для выполнения полетов в условиях влияния КВхС и допустимых значений показателей БП ВС ОТА в условиях влияния КВхС.

Современное состояние экспериментальных методов исследования [11, 12] показывает, что летный эксперимент является сложным, дорогим и небезопасным мероприятием. Поэтому в настоящее время наиболее предпочтительным становится численный эксперимент на основе математического моделирования КВхС и их влияния на ВС.

Моделирование КВхС и их взаимодействие с ВС опирается на достижения механики сплошных сред и вычислительной математики. Возникающие прикладные вопросы в области моделирования КВхС и их влияния приводят к следующим основным задачам.

1. Анализ вихревых структур в атмосферной турбулентности.
2. Моделирование КВхС.
3. Моделирование взаимодействия ВС с КВхС на различных этапах полета.
4. Оценка влияния КВхС на АХ ВС.
5. Оценка БП ВС при влиянии КВхС на различных этапах полета.

Потребности практики весьма многообразны и разноплановы, удовлетворить им чисто экспериментальным путем невозможно, особенно в таких многопараметрических задачах, которые возникают в связи с исследованием аэродинамических свойств ВС в условиях КВхС. Применение расчетных методов позволяет перейти к эффективному решению

этой проблемы. Численный эксперимент, моделирующий сложные явления, позволяет приблизиться к физической сущности явления, представленного в виде математического описания [9–11, 13–15].

Численный эксперимент в рассматриваемой проблеме преследует ряд основных целей. Во-первых, позволяет выявить механизм исследуемого процесса. Это осуществляется на основе достоверных расчетных схем. При моделировании сложных явлений, обусловленных влиянием на ВС КВхС, удастся установить и понять такие особенности явлений, которые в физических экспериментах могут быть скрытыми от исследователя. Во-вторых, численный эксперимент, обладая большей оперативностью, безопасностью и меньшей стоимостью, чем физический, может быть основным источником конкретной информации на этапе предварительного изучения проблемы [9].

Практическая значимость работ, проводимых с использованием численных экспериментов, во многом определяется выбором рациональной схемы исследуемого явления – достаточно точной и экономной. В статье предложена методология, вносящая вклад в развитие концепции применения методов расчета АХ ВС, изложенных ранее в научных трудах [3–7, 9, 10, 13]. В зависимости от характера решаемых задач используются различные способы схематизации как КВхС, так и ВС, находящихся в области их влияния.

Математические модели (ММ) КВхС ВС опираются на физическое и математическое представление процессов, являющихся причиной образования, развития и разрушения КВхС. ММ для исследования КВхС и его влияния должна позволять решать ряд научных задач:

- задачу генерации КВхС;
- задачу устойчивой зоны КВхС;
- задачу ВС (взаимодействие ВС с КВхС);
- задачи разрушения КВхС, рассматривающие зоны неустойчивых КВхС (первая фаза разрушения) и разрушенных КВхС (вторая фаза разрушения).

Существующие ММ исследования вихревых структур основаны на решении задач несколькими методами и отличаются некоторыми особенностями постановки краевых задач.

Модели, основанные на методе дискретных вихрей (МДВ) [9], используют как для решения задачи первого ВС, так и для решения задачи второго ВС, а также для эволюции ВхС. Модель приземного слоя атмосферы здесь учитывается числом Ричардсона, которое задает темп турбулентной диффузии вихря. Профиль ветра по высоте задается постоянным. Вторая фаза разрушения вихря не рассматривается.

Модели, разработанные в ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского. Известны решения 3-мерных уравнений Эйлера (3D Euler), 3D LES, 2D RANS и 3D RANS [6, 7, 11], в которых используются модифицированные модели турбулентности. Некоторые модели учитывают вторую фазу разрушения вихря.

Известны результаты проведенных экспериментальных работ. Среди них следует отметить комплекс летных экспериментов, проведенных в ЛИИ имени М.М. Громова [11]. В аэродинамических трубах также проводились экспериментальные работы, направленные на исследование влияния ВхС на модели ВС [12]. Известны работы по обнаружению формируемых КВхС полей скоростей с использованием датчиков схода потока [15].

Анализ экспериментальных работ показал, что целью этих работ являются:

- получение значений параметров ВхС;
- создание базы данных, которая может быть использована исследователями ВхС;
- определение воздействия ВхС на пересекающее его ВС;
- верификация ММ вихря, которые могут быть использованы для средств определения опасности ВхС;
- разработка способов и средств снижения интенсивности ВхС;
- уточнение ММ авиационных тренажеров.

Отдельно следует отметить работы, направленные на изучение влияния турбулентной атмосферы и КВхС на аэродинамику, ди-

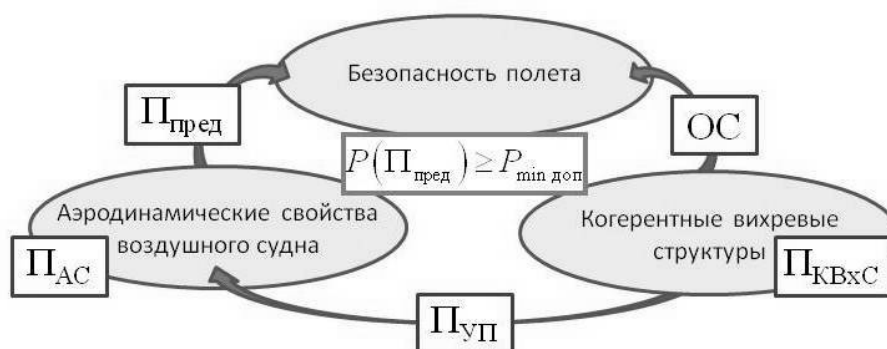


Рис. 2. Система «Аэродинамические свойства воздушного судна – когерентные вихревые структуры – безопасность полета» и ее показатели

Fig. 2. The “Aircraft Aerodynamic Properties – Coherent Vortex Structures – Flight Safety” system and its performance indicators

намику полета и БП [16] и разработку способов и методов обнаружения КВХС в атмосфере [15, 17, 18].

Анализ рассмотренных теоретических и экспериментальных работ позволяет считать известными:

в теоретическом плане:

- методы решения теоретических и практических задач формирования ближнего ВХС за ВС и эволюции ВХС в дальнем поле;
- методы решения теоретических и практических задач аэродинамики ВС в условиях влияния КВХС;
- теоретические методы оценки БП ВС при воздействии КВХС, основанные на вероятностных подходах;

в практическом плане:

- допустимые и предельные значения определяющих параметров движения ВС ОТА, полученные на основе летных испытаний и опыта эксплуатации;
- критические и предельные параметры аэродинамических свойств ВС ОТА.

Вместе с тем требования к полетам ВС ОТА в условиях влияния КВХС следует дополнить на основе рассмотрения теоретических и практических вопросов обеспечения БП на наиболее опасных этапах полета:

- взлета и посадки на аэродромах с интенсивным воздушным движением и в условиях горных аэродромов;
- дозаправки топливом в воздухе;
- группового полета.

К представленным этапам полета предъявляются собственные требования, характеризующиеся частными показателями, но в то же время эти показатели обеспечивают решение общей задачи – безопасного выполнения этапов полета в условиях влияния КВХС.

Имеющийся практический опыт не может быть достаточно эффективно использован для обеспечения БП ВС в условиях влияния КВХС. Требуется рассмотреть новые научно обоснованные подходы. Тогда целесообразно рассмотреть систему «Аэродинамические свойства воздушного судна – когерентные вихревые структуры – безопасность полета», представленную на рис. 2.

Показателями компонент системы являются:

$\{ \Pi_{АС\text{ пред}}, \Pi_{ЛХ\text{ пред}} \} \in \Pi_{\text{пред}}$ – предельные значения определяющих параметров движения ВС в условиях влияния КВХС, являющиеся совокупностью множества предельных параметров аэродинамических свойств и летно-технических характеристик ВС ОТА;

$\Pi_{АС\text{ пред}} = f_1(\Pi_{АК}, \Pi_{АХ})$ – предельные параметры аэродинамических свойств ВС ОТА, зависят от показателей, характеризующих аэродинамическую компоновку ВС: $\Pi_{АК} = f_2(\lambda, \eta, \chi, \dots)$, где λ, η, χ – удлинение, сужение и стреловидность крыла, и предельных значений АХВС $\Pi_{АХ}$;

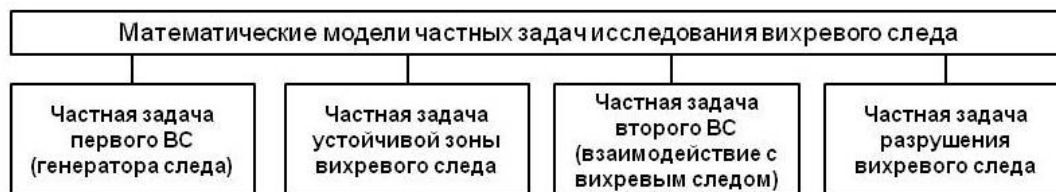


Рис. 3. Математические модели для исследования вихревого следа
Fig. 3. Mathematical model for wake vortex investigation

$\Pi_{AX} = f_3(c_i(\Pi_{AK}, \Pi_{УП}), c_i^{\xi}(\Pi_{AK}, \Pi_{УП}))$ – предельными значениями АХ ВС являются допустимые и максимальные аэродинамические коэффициенты сил и моментов и их производные (c_i, c_i^{ξ}) , зависящие от показателей, характеризующих аэродинамическую компоновку $\Pi_{AK} = f_2(\lambda, \eta, \chi, \dots)$ и условия полета $\Pi_{УП} = f_4(M, H, \alpha, \beta, \Pi_{КВС})$;

$\Pi_{КВС} = f_5(\vec{W}, O(\vec{r}_0, \vec{r}_L))$ – параметры, характеризующие КВхС и оказывающие влияние на условия полета ВС, где $\vec{W}$ – вектор возмущенной КВхС скорости в заданной точке пространства $O(\vec{r}_0, \vec{r}_L)$;

$P(\Pi_{пред})$ – значение вероятности безопасного выполнения полета с предельными значениями определяющих параметров движения ВС в условиях влияния КВхС;

$P_{\min \text{ доп}}$ – минимально допустимое (пороговое) значение вероятности безопасного выполнения полета в ОС.

Эти показатели, влияющие на функционирование системы «Аэродинамические свойства воздушного судна – когерентные вихревые структуры – безопасность полета», могут являться основой для поиска условий, обеспечивающих БП с вероятностью $P(\Pi_{пред}) \geq P_{\min \text{ доп}}$, где $P_{\min \text{ доп}}$ может быть задана из условий неперехода из УУП в сложную ситуацию.

Методики расчета параметров системы

Для решения поставленной проблемы требуется разработать методики решения теоретических и практических задач аэродинамики ВС в условиях влияния КВхС и оценки БП на этапах полета, где проявляется такое воздействие. Однако необходимо разделять исследования по объему их проведения, рассматривая наиболее сложные этапы полета ВС ОТА отдельно.

Методики исследований влияния КВхС на АХ ВС на основе ММ КВхС объединены тем, что все они в той или иной мере должны решать ряд частных задач, в общем случае основанных на собственных начальных и граничных условиях, то есть для каждой частной задачи может быть сформулирована собственная краевая задача. В качестве примера на рис. 3 представлены ММ для исследования ВхС и его влияния на ВС.

Теоретические и практические вопросы обеспечения БП при влиянии КВхС следует разделять при рассмотрении наиболее опасных этапов полета. Это обусловлено тем, что КВхС могут иметь различные фазы своего существования. В качестве примера на рис. 4 представлены этапы полета ВС при влиянии ВхС. На этапах полета с малыми интервалами и дистанциями следует рассматривать ВхС в фазе формирования (ближний ВхС), а с большими – в устойчивой фазе существования (дальний ВхС).

Все ММ и методики исследования АХ ВС ОТА предполагают использование численных методов газовой динамики: сеточные ме-

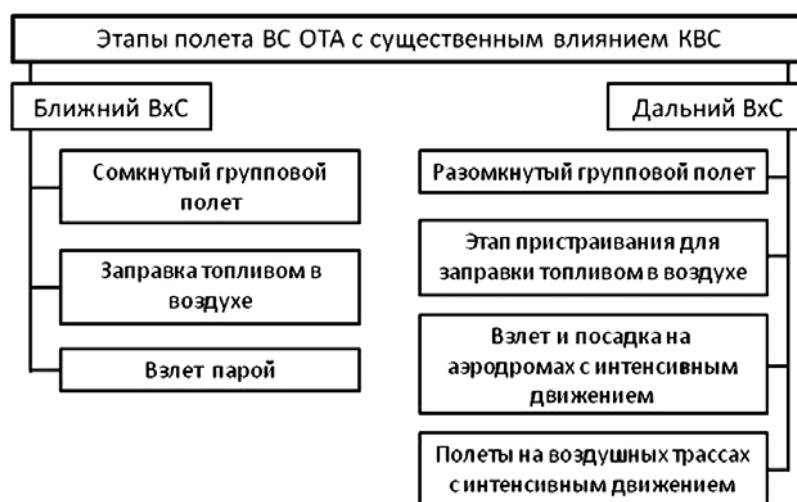


Рис. 4. Этапы полета ВС при влиянии ВхС
Fig. 4. Aircraft flight phases under wake vortex influence

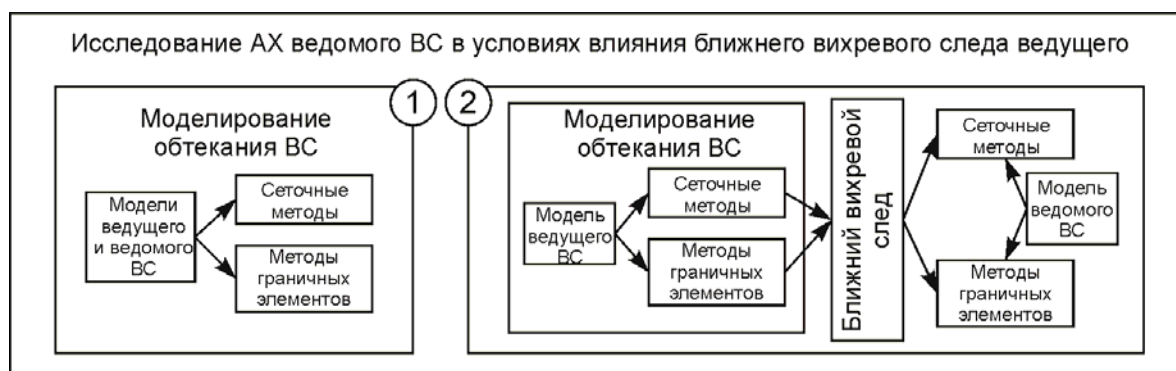


Рис. 5. Методики исследования аэродинамики ВС в условиях влияния ближнего ВхС
Fig. 5. Methodologies for investigating aircraft aerodynamics under near-wake vortex influence

тоды и методы граничных элементов. Среди многообразия сеточных методов для расчета АХ ВС предлагается использовать метод конечных объемов (МКО), а среди методов граничных элементов – МДВ. Этот выбор обусловлен широкими возможностями этих методов, их адаптивностью к решению таких задач и достаточностью результатов расчетов, полученных другими авторами. На основе этих методов требуется разработать:

- ММ и методики решения задач аэродинамики ВС ОТА в условиях влияния КВхС для обеспечения БП;

- методики и алгоритмы определения АХ ВС на этапах взлета и посадки с учетом влияния КВхС;

- методики и алгоритмы расчета АХ ВС при выполнении дозаправки топливом в воздухе с учетом ВхС ВС-заправщика;

- методики и алгоритмы расчета АХ ВС при групповом полете.

Исследования аэродинамики ВС в групповом полете или при заправке топливом в воздухе требуют знания характеристик ближнего ВхС. Для этого случая можно выделить две методики проведения таких исследований, которые представлены на рис. 5. Первая методика основана на совместном моделировании обтекания ведущего и ведомого ВС, а вторая – на раздельном моделировании.

Наиболее сложными этапами полета в условиях влияния дальнего ВхС, приводя-

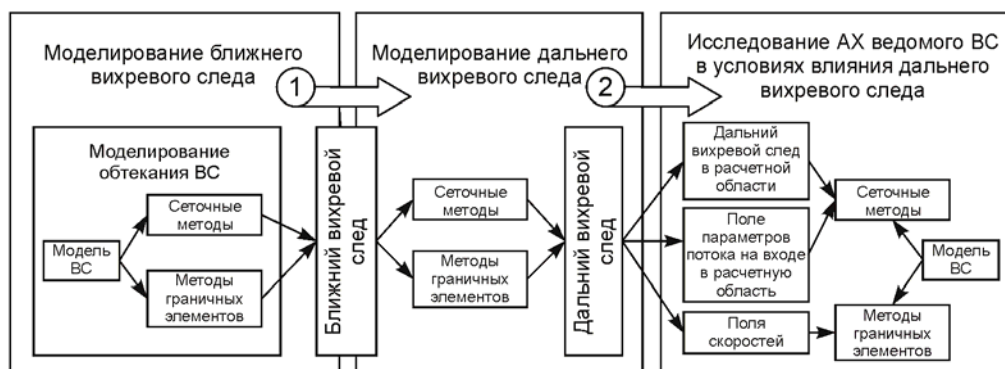


Рис. 6. Методики исследования аэродинамики ВС в условиях влияния дальнего ВхС
Fig. 6. Methodologies for investigating aircraft aerodynamics under far-wake vortex influence

щими к возникновению ОС, являются этапы взлета и посадки на аэродромах с интенсивным движением, этап пристраивания при дозаправке топливом в воздухе и полет в разомкнутом полетном порядке. Модели и методики, требуемые для исследования АХ ВС в условиях влияния дальнего ВхС, показаны на рис. 6. Видно, что все модели и методики представляют собой отдельные частные задачи.

Для оценки БП ВС на наиболее опасных этапах полета при попадании в КВхС требуется выбрать показатель БП. Показателем БП ВС при попадании в КВхС предлагается считать значение вероятности возникновения ОС в полете в результате того, что ВС окажется в зоне интенсивных вихревых возмущений. Таким образом, этот показатель определяет область пространства относительно КВхС, аэродинамические возмущения внутри которой превышают некую допустимую величину. Такую область пространства, в которой показатель достигает своего допустимого значения, будем считать опасной зоной.

Результаты исследования

Исследования [3–12, 15, 16] показывают, что КВхС наибольшее влияние оказывает на изменение момента крена ВС и в меньшей степени на момент рыскания и подъемную силу. По этой причине определяющими параметрами, которые в ОС, обусловленной

попаданием в КВхС, раньше всего достигают своего предельного значения, являются угловая скорость ω_x или на малых высотах угол крена γ , зависящие от возмущающего момента крена. Для оценки потенциальной способности ВС создавать момент крена, противоположно направленный возмущающему моменту крена, введем новый показатель аэродинамических свойств ВС: k_{m_x} – коэффициент запаса располагаемого момента крена, для которого предложено аналитическое выражение вида

$$k_{m_x} = 1 - \frac{m_{x_b}}{m_{x_{расп}}}, \quad (1)$$

где m_{x_b} – коэффициент возмущенного момента крена; $m_{x_{расп}}$ – коэффициент располагаемого момента крена.

Обеспечить безопасные условия выполнения полета при воздействии КВхС возможно при достаточном запасе располагаемого момента крена и своевременном парировании этого воздействия. Парирование воздействия будем считать успешным, если из ситуации УУП, обусловленной влиянием КВхС, ВС возвращается в эксплуатационный режим полета (рис. 1), то есть определяющий движение параметр (критический) не превысил свое предельное значение.

Парирование воздействия КВхС можно оценивать временем – располагаемым време-

нем вмешательства в управление (летчиком, оператором, автоматизированной системой управления). В общем случае располагаемое время зависит от величины возмущающего воздействия, случайных начальных условий и внешних возмущений, динамических свойств ВС и т. д. В силу этого располагаемое время случайно, и его исчерпывающей количественной характеристикой является плотность вероятности $f(t_p)$ [1].

Для определения располагаемого времени на парирование воздействия КВхС принимается гипотеза о том, что ВС при таком воздействии изменяет свое пространственное положение только под действием возмущающего момента крена M_{x_b} , критическим определяющим параметром является угловая скорость крена ω_x . Такое воздействие предлагается рассматривать как последствие возникшего активного отказа авиационной техники [1]. Тогда при воздействии КВхС ВС совершает изолированное движение крена (без скольжения), а уравнение движения ВС относительно угловой скорости крена ω_x будет иметь вид

$$T\dot{\omega}_x + \omega_x = -\frac{M_{x_b}}{M_x^{\omega_x}}, \quad (2)$$

где M_{x_b} – возмущающий момент крена, $T = -\frac{I_x}{M_x^{\omega_x}}$ – постоянная времени для движения ВС в канале крена, I_x – осевой (ОХ) момент инерции ВС, $M_x^{\omega_x}$ – производная момента крена по угловой скорости крена ω_x .

Решение уравнения (2) при начальном условии $t = 0, \omega_x = 0$ имеет вид

$$\omega_x = \omega_{x_0}(1 - e^{-t/T}), \quad (3)$$

где $\omega_{x_0} = -\frac{M_{x_b}}{M_x^{\omega_x}}$ – возмущенная КВхС угловая скорость вращения ВС по крену.

В момент времени $t = t_b$ вмешательства в управление угловая скорость принимает значение

$$\omega_{x_{t_b}} = \omega_{x_0}(1 - e^{-t_b/T}). \quad (4)$$

Будем полагать, что вмешательство в управление мгновенное и такое, что $M_x = M_{x_p} - M_{x_b}$, где M_{x_p} – момент крена, создаваемый отклонением рулевых поверхностей ВС, и в среднем справедливо неравенство $|M_{x_p}| > M_{x_b}$.

Решение уравнения (4) после вмешательства в управление при начальных условиях $t = t_b, \omega_x = \omega_{x_{t_b}}$ имеет вид

$$\omega_x = \omega_{x_{t_b}} e^{-\frac{t-t_b}{T}} + (\omega_{x_0} - \omega_{x_p}) \left(1 - e^{-\frac{t-t_b}{T}}\right), \quad (5)$$

где $\omega_{x_p} = -\frac{M_{x_p}}{M_x^{\omega_x}}$ – угловая скорость вращения ВС по крену, создаваемая при отклонении рулевых поверхностей.

Анализ зависимостей (4) и (5) показывает, что начало уменьшения угловой скорости совпадает с моментом времени $t = t_b$, когда происходит вмешательство в управление. Тогда за располагаемое время вмешательства можно принять время достижения определяющим параметром своего предельного значения $\omega_x = \omega_{x_{np}}$, и с учетом выражения (4) выражение для его определения будет иметь вид [1]

$$t_p = -T \ln \left(1 - \frac{\omega_{x_{np}}}{\omega_{x_0}}\right), \quad (6)$$

где $\omega_{x_{np}}$ – предельное значение угловой скорости вращения по крену.

В выражении (6) отношения угловых скоростей крена будут равны отношениям вида

$$\frac{\omega_{x_{\text{пр}}}}{\omega_{x_0}} = \frac{M_{x_{\text{пр}}}}{M_{x_B}} = \frac{m_{x_{\text{пр}}}}{m_{x_B}}, \quad (7)$$

где $M_{x_{\text{пр}}}$ и $m_{x_{\text{пр}}}$ – предельные (пороговые) значения момента крена и его коэффициента, которые для парирования должны соответствовать располагаемым значениям, реализуемым рулевыми поверхностями управления ($m_{x_{\text{пр}}} = m_{x_{\text{расп}}}$).

Тогда выражения (1), (6) и равенство (7) позволяют получить функцию $t_p = f(k_{m_x})$, которую можно представить выражением вида

$$t_p = -T \ln(1 - k_{m_x}). \quad (8)$$

Задаваясь значениями постоянной времени $T = 0,2 \dots 1,4$ с, характерными для ВС ОТА, получим зависимости $t_p = f(k_{m_x})$, которые представлены на рис. 7, где дополнительно указано ограничение $k_{m_x} \geq 0,5$, характеризующие запас располагаемого момента крена.

На рис. 8 представлены зависимости $t_p = f(T)$ при исследуемых значениях коэффициента запаса располагаемого момента крена ($k_{m_x} \geq 0,5$).

Из рис. 7 и 8 видно, что при заданных значениях коэффициента запаса располагаемого момента крена k_{m_x} располагаемое время вмешательства t_p линейно зависит от постоянной времени T .

Обсуждение полученных результатов

Анализ зависимостей, представленных на рис. 8, показал, что при заданном ограничении коэффициента запаса располагаемого момента крена $k_{m_x} = 0,5$ можно установить связь располагаемого времени вмешательства

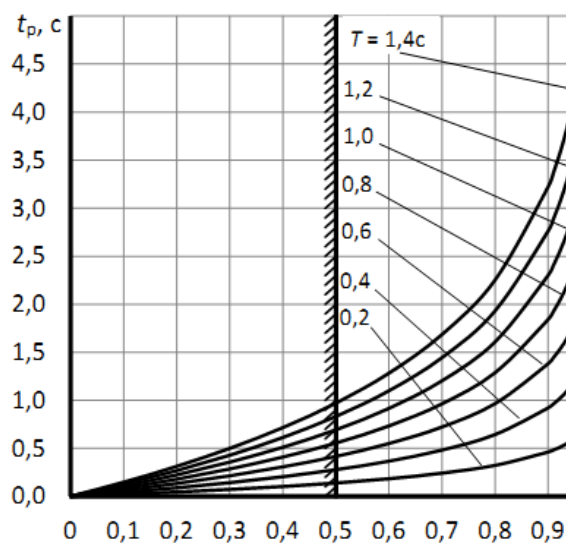


Рис. 7. Зависимости $t_p = f(k_{m_x})$

Fig. 7. Dependences $t_p = f(k_{m_x})$

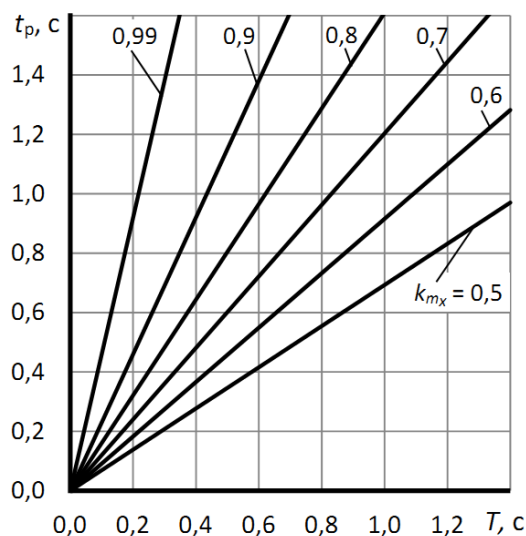


Рис. 8. Зависимость $t_p = f(T)$ при $k_{m_x} \geq 0,5$

Fig. 8. Dependence $t_p = f(k_{m_x})$ on $k_{m_x} \geq 0.5$

t_p и постоянной времени T , которая определяется выражением

$$t_p = 0,6931 T \quad \text{или} \quad \frac{t_p}{T} = 0,6931.$$

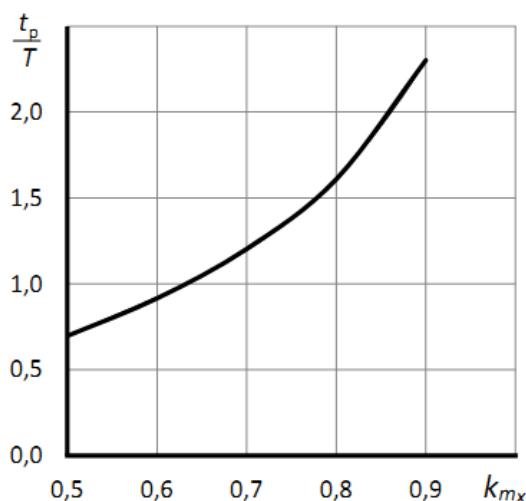


Рис. 9. Зависимость $t_p / T = f(k_{mx})$ коэффициента пропорциональности располагаемого времени вмешательства t_p и постоянной времени T

Fig. 9. Dependence of $t_p / T = f(k_{mx})$ – the proportionality coefficient of the available intervention time t_p and the time constant T

Число 0,6931 является коэффициентом пропорциональности располагаемого времени вмешательства t_p и постоянной времени T при $k_{mx} = 0,5$. Установлено, что при увеличении k_{mx} этот коэффициент увеличивается (рис. 9).

Такая связь дает возможность при известных значениях постоянной времени T , характеризующей динамические свойства в поперечном канале, сформировать рекомендации для летчика и бортовых систем безопасности при парировании воздействий КВхС, основанные на расчете располагаемого времени вмешательства в управление при заданных значениях коэффициента запаса располагаемого момента крена.

Заключение

Анализ системы «Аэродинамические свойства воздушного судна – когерентные вихревые структуры – безопасность полетов» и ее показателей позволил обосновать выбор методов решения частных задач: формирова-

ние КВхС, их влияние на аэродинамику ВС, расчет располагаемого времени вмешательства в управление для определения вероятности возникновения ОС в полете в результате того, что ВС окажется в зоне воздействий КВхС.

Синтез методов решения частных задач позволил сформулировать основы методологии решения проблемы обеспечения БП ВС в условиях влияния КВхС. Установлено, что для ВС ОТА важными характеристиками можно считать зависимости коэффициента запаса располагаемого момента крена (1) и располагаемого времени вмешательства (8), полученные в условиях влияния КВхС. Такие зависимости синтезируют аэродинамические свойства ВС и его БП в условиях влияния КВхС.

Практическое применение методологии позволяет предъявлять новые требования к перспективным системам управления ВС, бортовым системам предупреждения попадания ВС в КВхС, использовать информацию о КВхС при известных внешних условиях на сложных этапах полета, обеспечивать безопасное управление полетами.

Список литературы

1. Большедворская Л.Г., Воробьев В.В., Зубков Б.В. и др. Безопасность полетов гражданских воздушных судов: учебник. 2-е изд. М.: Дашков и К°, 2022. 430 с. DOI: 10.29030/978-5-394-05052-7-2022
2. Воеводин А.В., Вышинский В.В., Судаков Г.Г. База данных по вихревым следам за пассажирскими самолетами // Техника воздушного флота. 2005. Т. 79, № 5 (676). С. 1–7.
3. Желанников А.И. Вихревая безопасность при полете на заданном эшелоне // Научный вестник МГТУ ГА. 2024. Т. 27, № 3. С. 81–91. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-3-81-91
4. Желанников А.И. Исследование влияния вихревого следа за самолетом А-380 на воздушные суда класса МС-21 // Научный

вестник МГТУ ГА. 2021. Т. 24, № 1. С. 23–31. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-23-31

5. **Желанников А.И.** Особенности распространения вихревого следа за воздушными судами на режимах взлета и посадки при наличии бокового ветра // Научный вестник МГТУ ГА. 2016. № 223 (1). С. 5–11.

6. **Вышинский В.В., Зоан К.Т.** Обтекание горного ландшафта в окрестности аэропорта Дананг атмосферным ветром и вопросы безопасности полета // Научный вестник МГТУ ГА. 2021. Т. 24, № 6. С. 27–41. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-6-27-41

7. **Гайфуллин А.М., Анимица О.В., Босняков И.С. и др.** Моделирование пролета самолета через вихревой след // Прикладная механика и техническая физика. 2019. Т. 60, № 2 (354). С. 148–157. DOI: 10.15372/PMTF 20190212

8. **Ransquin I.** Wake vortex detection and tracking for aircraft formation flight / I. Ransquin, D-G. Caprace, M. Duponcheel, Ph. Chate-lain // Journal of Guidance, Control and Dynamics. 2021. Vol. 44, no. 12. Pp. 2225–2243. DOI: 10.2514/1.G006028

9. **Гиневский А.С., Желанников А.И.** Вихревые следы самолетов. М.: Физматлит, 2008. 172 с.

10. **Вышинский В.В., Зоан К.Т.** Аэродинамика самолета в возмущенной атмосфере // Труды МФТИ. 2021. Т. 13, № 2 (50). С. 40–48. DOI: 10.53815/20726759_2021_13_2_40

11. **Вышинский В.В., Замятин А.Н., Судаков Г.Г.** Теоретическое и экспериментальное исследование эволюции вихревого следа за самолетом, летящим в пограничном слое атмосферы // Техника воздушного флота. 2006. № 3-4. С. 25–38.

12. **Михайлов Ю.С.** Моделирование воздействия вихревого следа на модель самолета в аэродинамической трубе // Научный вестник МГТУ ГА. 2012. № 175. С. 62–69.

13. **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

14. **Желанников А.И., Замятин А.Н., Чинючин Ю.М.** Влияние состояния атмо-

сферы на взаимодействие вихревых и конденсационных следов воздушных судов // Научный вестник МГТУ ГА. 2022. Т. 25, № 2. С. 70–80. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-2-70-80

15. **Вышинский В.В.** О возможности обнаружения когерентных вихревых структур при полете в атмосфере / В.В. Вышинский, А.В. Головнев, С.М. Данилов, А.А. Кривошапов // Ученые записки ЦАГИ. 2025. Т. 56, № 1. С. 42–50.

16. **Хаустов А.А.** Динамика крена воздушного судна в спутном следе // Научный вестник МГТУ ГА. 2009. № 150. С. 11–18.

17. **Головнев И.Г.** Принципы построения бортовой системы раннего предупреждения пилота о вхождении в вихревой след от другого воздушного судна / И.Г. Головнев, В.В. Вышинский, А.И. Желанников, К.В. Лапшин // Научный вестник МГТУ ГА. 2018. Т. 21, № 4. С. 84–95. DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-4-84-95

18. **Michel D.T., Dolfi-Bouteyre A., Goular D. и др.** Onboard wake vortex localization with a coherent 1.5 μm Doppler LIDAR for aircraft in formation flight configuration // Optics Express. 2020. Vol. 28, no. 10. Pp. 14374–14385. DOI: 10.1364/OE.377049

References

1. **Bolshedvorskaya, L.G., Vorobev, V.V., Zubkov, B.V. et al.** (2022). Flight safety of civil aircraft: Textbook. 2nd ed. Moscow: Izdatelsko-torgovaya korporatsiya “Dashkov i K^o”, 430 p. DOI: 10.29030/978-5-394-05052-7-2022 (in Russian)

2. **Voyevodin, A.V., Vyshinskiy, V.V., Sudakov, G.G.** (2005). Database on wake vortices behind passenger aircraft. *Technika Vozdushnogo Flota*, vol. 79, no. 5 (676), pp. 1–7. (in Russian)

3. **Zhelannikov, A.I.** (2024). Vortex safety when flying at an assigned flight level. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 27, no. 3, pp. 81–91. DOI: 10.26467/2079-0619-2024-27-3-81-91 (in Russian)

4. **Zhelannikov, A.I.** (2021). Research of the A380 aircraft vortex wake impact on MS-21

class aircraft. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 24, no. 1, pp. 23–31. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-23-31 (in Russian)

5. **Zhelannikov, A.I.** (2016). Features of spread of vortex wake behind aircraft at takeoff and landing, if crosswinds. *Civil Aviation High Technologies*, no. 223 (1), pp. 5–11. (in Russian)

6. **Vyshinsky, V.V., Zoan, K.T.** (2021). Atmospheric wind flow around the mountain landscape in the vicinity of danang airport and flight safety issues. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 24, no. 6, pp. 43–52. DOI: 10.26467/2079-0619-2021-24-6-27-41 (in Russian)

7. **Gaifullin, A.M., Animitsa, O.V., Bosnyakov, I.S. et al.** (2019). Modeling of aircraft flight through the wake vortex. *Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, vol. 60, no. 2, pp. 314–322.

8. **Ransquin, I., Caprace, D-G., Duponcheel, M., Chatelain, Ph.** (2021). Wake vortex detection and tracking for aircraft formation flight. *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, vol. 44, no. 12, pp. 2225–2243. DOI: 10.2514/1.G006028

9. **Ginevskiy, A.S., Zhelannikov, A.I.** (2008). Aircraft wake vortices. Moscow: Fizmatlit, 172 p. (in Russian)

10. **Vyshinskii, V.V., Zoan, K.T.** (2021). Aircraft aerodynamics in a disturbed atmosphere. *Proceedings of Moscow Institute of Physics and Technology*, vol. 13, no. 2 (50), pp. 40–48. DOI: 10.53815/20726759_2021_13_2_40 (in Russian)

11. **Vyshinskiy, V.V., Zamyatin, A.N., Sudakov, G.G.** (2006). Theoretical and experimental study of wake vortex evolution behind an aircraft flying in the atmospheric boundary layer. *Technika Vozdushnogo Flota*, no. 3-4, pp. 25–38. (in Russian)

12. **Mikhailov, Yu.S.** (2012). Simulation of the vortex wake effect on aircraft model in wind tunnel. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 175, pp. 62–69. (in Russian)

13. **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 (in Russian)

14. **Zhelannikov, A.I., Zamyatin, A.N., Chinyuchin, Yu.M.** (2022). Impact of the atmosphere state on interaction of aircraft vortex and condensation trails. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 25, no. 2, pp. 70–80. DOI: 10.26467/2079-0619-2022-25-2-70-80

15. **Vyshinskii, V.V., Golovnev, A.V., Danilov, S.M., Krivoshchapov, A.A.** (2025). On the possibility of detecting coherent vortex structures during flight in the atmosphere. *Uchenye Zapiski TsAGI*, vol. 56, no. 1, pp. 42–50. (in Russian)

16. **Khaustov, A.A.** (2009). Aircraft roll dynamics in the wake vortex. *Nauchnyy vestnik MGTU GA*, no. 150, pp. 11–18. (in Russian)

17. **Golovnev, I.G., Vyshinsky, V.V., Zhelannikov, A.I., Lapshin, K.V.** (2018). Design concepts of an onboard early warning system of pilot about entering wake vortices from another aircraft. *Civil Aviation High Technologies*, vol. 21, no. 4, pp. 84–95. (in Russian)

18. **Michel, D.T., Dolfi-Bouteyre, A., Goular, D., et al.** (2020). Onboard wake vortex localization with a coherent 1.5 μm Doppler LIDAR for aircraft in formation flight configuration. *Optics Express*, vol. 28, no. 10, pp. 14374–14385. DOI: 10.1364/OE.377049

Сведения об авторе

Головнев Александр Викторович, кандидат технических наук, доцент, начальник кафедры аэродинамики и безопасности полета Военного учебно-научного центра Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия им. профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», golovnyev@rambler.ru.

Information about the author

Alexander V. Golovnev, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor, the Head of the Aerodynamics and Flight Safety Department, Military Educational and Scientific Center of the Air Force “Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Y.A. Gagarin”, golovnyev@rambler.ru.

Поступила в редакцию	02.11.2025	Received	02.11.2025
Одобрена после рецензирования	02.12.2025	Approved after reviewing	02.12.2025
Принята в печать	21.05.2026	Accepted for publication	21.05.2026