

Методология исследования аэродинамической совместимости вертолета и судна

© А.Н. Замятин, М.А. Григорьев

АО «Летно-исследовательский институт имени М.М. Громова»,
Московская обл., г. Жуковский, 140185, Российская Федерация

Применение вертолетов на морских судах, оборудованных взлетно-посадочной площадкой (ВППл), имеет специфические особенности, связанные с ограниченными размерами ВППл на судне, а также наличием качки судна. Надстройки судна существенно изменяют параметры набегающего воздушного потока, формируя сложную структуру результирующего воздушного потока над ВППл. Поэтому большое значение приобретают вопросы, связанные с обеспечением отсутствия перехлеста лопастей несущих винтов вертолетов с соосными винтами (вертолетов семейства «Ка») на режимах раскрутки несущих винтов перед выполнением взлета с ВППл судна и на режимах останова несущих винтов после посадки. В работе показано, что для безопасной эксплуатации вертолетов на судах на таких режимах необходимо обеспечение аэродинамической совместимости вертолета и судна. Изложена методология оценки аэродинамической совместимости вертолета и судна, разработанная в АО «ЛИИ им. М.М. Громова» на основе рационального сочетания отработанных методик натурных испытаний и численных методов расчета обтекания судна. Рассмотрены примеры полученных в реальных условиях характерных структур воздушного потока над ВППл, которые влияют на безопасность выполнения взлетно-посадочных операций. Представлена методика определения условий, при которых обеспечивается безопасность выполнения этих режимов.

Ключевые слова: вертолет, судно, взлетно-посадочная площадка, безопасность полетов, аэродинамическая совместимость, несущий винт, перехлест, воздушный поток, линия тока, дискретный вихрь, анемометр

Введение. В настоящее время объединенной судостроительной корпорацией создается целая линейка судов разного назначения и водоизмещения. На большинстве из них предполагается применение вертолетов с использованием взлетно-посадочной площадки (ВППл) судна. Формы надстроек судна существенно влияют на параметры воздушного потока над ВППл. Для примера на рис. 1 представлены результаты визуализации воздушных потоков над ВППл судна.

Применение математических методов расчета обтекания надстроек судна дает аналогичные результаты. В качестве примера на рис. 2 представлены линии тока над ВППл, полученные расчетным путем на основе продувок модели судна. Используемые в расчетах геометрические модели надстроек выделены серым и зеленым цветом.

Следовательно, для безопасной эксплуатации вертолетов на судах, оборудованных ВППл, необходимо обеспечить аэродинамическую совместимость вертолета и судна, а именно условия движения

судна в параметрах скорость набегающего потока W_∞ и угол набегающего воздушного потока относительно судна β_∞ , измеряемых судовыми средствами и отображаемых на рабочих местах руководителя полетами и капитана судна, при которых векторы скоростей воздушных потоков над ВППл судна соответствуют требованиям АО «НЦВ Миль и Камов» на режимах раскрутки и останова несущих винтов.



Рис. 1. Вихревое течение над ВППл судна

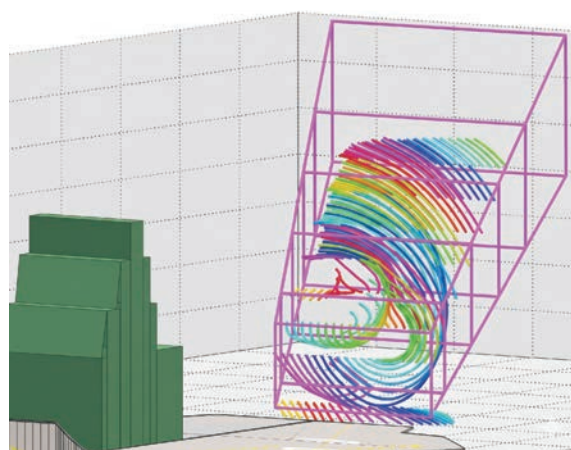


Рис. 2. Линии тока воздушных потоков над ВППл

Порядок испытаний по оценке аэродинамической совместимости вертолета и судна, предусмотренный действующей нормативно-технической документацией, предполагает их проведение в два этапа. На этапе проектирования судна ФАУ ЦАГИ выполняются продувки модели судна и выдается предварительное заключение (по воздушным потокам) о принципиальной возможности выполнения полетов. На этапе заводских ходовых испытаний (ЗХИ) АО «ЛИИ им. М.М. Громова» измеряются параметры воздушных потоков над ВППл судна и выдается заключение об условиях выполнения режимов раскрутки/останова несущих винтов вертолета, которые позволяют обеспечить

максимально эффективную и безопасную его эксплуатацию. В случае отсутствия продувок модели судна выдается только заключение АО «ЛИИ им. М.М. Громова» на основе реальных измерений параметров воздушных потоков.

Цель данной работы — разработка методологии проведения испытаний по исследованию аэродинамической совместимости вертолета и судна.

Математическая модель полей скоростей возмущенных воздушных потоков в районе ВППл. Для рационального построения методики измерения параметров воздушных потоков и сокращения объема дорогостоящих натурных измерений совместно с ФАУ ЦАГИ была разработана математическая модель, используемая для расчета параметров возмущенных потоков в виде полей скоростей возмущенных воздушных потоков в районе ВППл. Эта модель построена на базе метода дискретных вихрей [1, 2], в ее основе лежит ранее созданный расчетно-программный комплекс [3], апробированный при исследованиях вихревых следов самолетов [4–8]. Поставленная задача решается в два этапа, на первом из которых моделируется ближний след от обтекания набегающим воздушным потоком надстроек судна. Для этого создается вихревая модель (расчетная схема) судна (рис. 3).

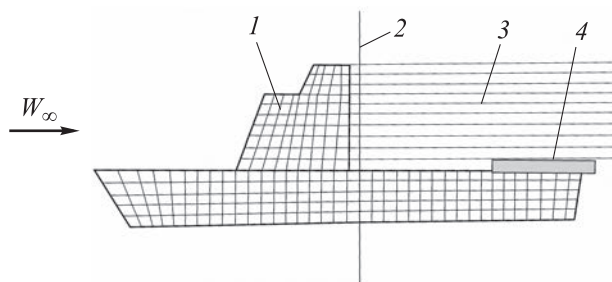


Рис. 3. Расчетная схема судна:

1 — замкнутые вихревые рамки; 2 — контрольная плоскость; 3 — свободные П-образные вихри; 4 — взлетно-посадочная площадка (ВППл)

Основные возмущения на ВППл идут от надстройки судна. Надстройка схематизируется тонкими пластинами, точно повторяющими ее контур. На пластинах в качестве гидродинамических особенностей размещаются замкнутые вихревые рамки с циркуляциями Γ_{μ} . Их количество определяется предварительными исследованиями конфигурации надстроек судна. В центре рамок располагаются контрольные точки.

В соответствии с методом дискретных вихрей, в контрольных точках выполняется граничное условие о непротекании, а на кромках схода вихревой пелены (в данной задаче это боковые кромки надстройки) выполняется гипотеза Чаплыгина — Жуковского о конечности скоростей. Для этого к рамкам, прилегающим к боковым кромкам, присоединяются П-образные вихри.

Выполнение граничного условия в контрольных точках о непротекании жестких поверхностей сводит задачу определения циркуляций Γ_μ к решению системы линейных алгебраических уравнений. Циркуляции П-образных вихрей определяются в соответствии с циркуляциями рамок, к которым они примыкают.

На втором этапе моделируются вихревые потоки над ВППл судна. Для этого используется математическая модель дальнего следа расчетно-программного комплекса [3]. Для наполнения ее исходными данными применяется контрольная плоскость, рассекающая П-образные вихри сразу по обрезу надстройки судна (см. рис. 3). В результате на этой плоскости получаются координаты и циркуляции Γ_μ точечных вихрей, поступающие в математическую модель дальнего следа (рис. 4), в основе такой модели лежат уравнения Гельмгольца.

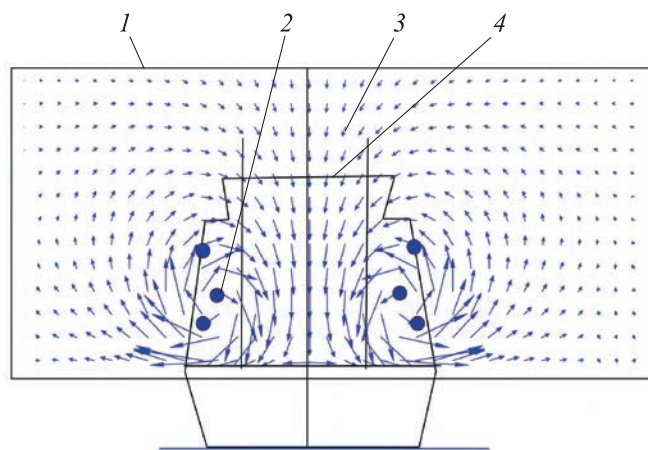


Рис. 4. Контрольная плоскость:

1 — контрольная плоскость; 2 — точечные вихри; 3 — поле скоростей;
4 — контур объекта

Учет поверхности раздела сред в математической модели дальнего вихревого следа проводится классически, т.е. введением зеркально отраженных, относительно поверхности ВППл судна, вихрей [1, 2, 9].

Далее с заданным шагом интегрирования рассчитываются поля скоростей возмущенных потоков по всей длине ВППл.

Исследуемые характеристики воздушного потока. При проведении испытаний оцениваются следующие параметры:

– суммарная скорость результирующего воздушного потока над ВППл W_m , горизонтальная V_{xz1} , боковая V_{z1} и продольная V_{x1} составляющие скорости результирующего воздушного потока над ВППл на высотах несущих винтов вертолета;

– значение на высотах несущих винтов вертикального скоса потока ε , обусловленного вихреобразованием при обтекании воздушным потоком палубы и надстроек;

– градиент горизонтальных составляющих скорости воздушного потока по высоте dV_{xz1}/dH в районе расположения несущих винтов (например, в диапазоне высот 2,95...4,1 м для вертолетов семейства Ка-226).

На основе опыта испытаний и эксплуатации вертолетов семейства «Ка» на судах, результатов продувок моделей судов в аэродинамических трубах, а также расчетных исследований, АО «НИЦВ Миль и Камов» устанавливает следующие требования к параметрам воздушного потока в зонах расположения ВППл, обеспечивающих безопасную раскрутку и останов несущих винтов.

1. Полная скорость результирующего воздушного потока (РВП) над ВППл W_m не должна превышать 20 м/с, при этом боковая V_{z1} и попутная V_{x1} составляющие скорости результирующего потока относительно вертолетов не должны превышать 10 м/с (согласно Руководству по летной эксплуатации (РЛЭ) вертолетов). При порывистом ветре мгновенные значения скоростей результирующего воздушного потока не должны превышать указанных величин. Пример схемы скоростей и направлений РВП в пределах ограничений РЛЭ вертолета приведен на рис. 5.

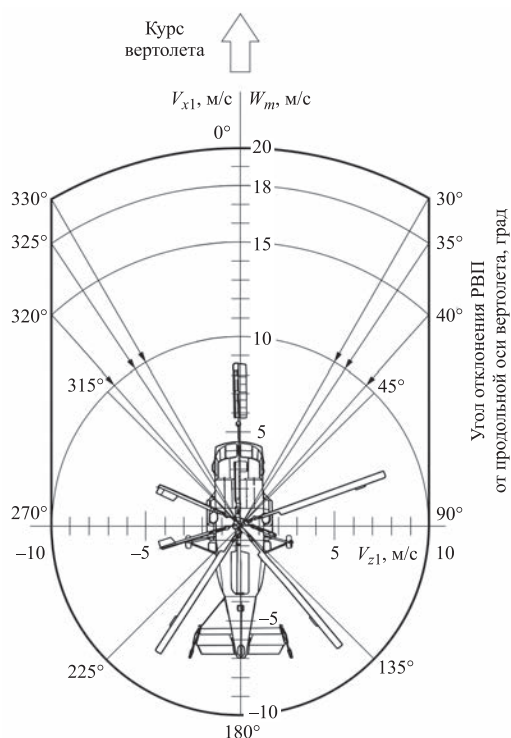


Рис. 5. Схема скоростей и направлений РВП в пределах ограничений РЛЭ вертолетов семейства «Ка»:

W_m — полная скорость РВП; V_{z1} — боковая составляющая скорости РВП; V_{x1} — попутная составляющая скорости РВП

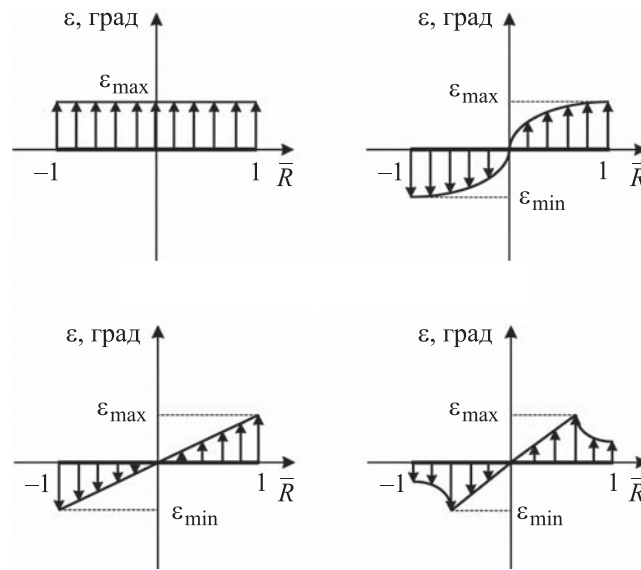


Рис. 6. Допустимые эпюры вертикального скоса потока:
 $\bar{R}$ — относительный радиус несущего винта

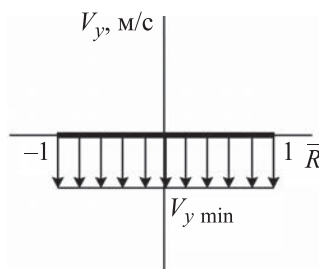


Рис. 7. Допустимые вертикальные составляющие скорости воздушного потока:
 $\bar{R}$ — относительный радиус несущего винта

2. Эпюры вертикального скоса потока ϵ , обусловленного вихреобразованием и неравномерностями при обтекании палубы и надстроек судна, не должны существенно отличаться от эпюр, представленных на рис. 6.

При суммарной скорости результирующего воздушного потока над ВППЛ $W_m < 20$ м/с допускается наличие вертикальных составляющих V_{y1} сверху вниз не более $V_{y \min}$ (рис. 7).

3. Градиент горизонтальных составляющих скорости воздушного потока по высоте dV_{xz1}/dH в районе расположения несущих винтов (в диапазоне высот от 2,95 до 4,1 м для вертолетов семейства Ка-226) не должен превышать 1 м/(с · м).

Отличительной особенностью измерения параметров воздушных потоков в период ЗХИ судна является необходимость одновременно-го использования информационных потоков из оборудования АО «ЛИИ им. М.М. Громова» и из штатных судовых систем, имеющих

различную структуру, форму описания и вывода данных и т. п. В зависимости от структуры судовых систем параметры движения судна, измеряемые штатными судовыми системами, могут передаваться в вычислитель из состава оборудования АО «ЛИИ им. М.М. Громова» по локальной компьютерной сети Ethernet в процессе измерений или могут быть введены в него после измерений и объединены с общим потоком измерений при первичной обработке. Информация о параметрах движения судна и судовое время, отображаемые штатными судовыми средствами, также фиксируются на специальные видеокамеры для последующего использования при вторичной обработке. При разработке заключения об условиях безопасного выполнения взлетно-посадочных режимов на судне необходимо учитывать, что оно должно выдаваться в параметрах движения судна, измеряемых в процессе его эксплуатации штатными судовыми системами. В то же время при проведении испытаний возможность выполнения взлетно-посадочных режимов определяется по значениям параметров воздушных потоков над ВППл, измеряемых не штатными средствами, а оборудованием АО «ЛИИ им. М.М. Громова».

Во время проведения испытаний необходимо измерять и регистрировать следующие параметры:

- судовое время;
- скорость РВП, измеренную судовыми средствами;
- угол между горизонтальной проекцией вектора скорости РВП и диаметральной плоскостью (ДП) судна, измеренный судовыми средствами;
- углы дифферента и крена судна, измеренные судовыми средствами;
- скорости вертикальных и скорости горизонтальных составляющих РВП в системе координат относительно мачты с анемометрическими датчиками на высотах расположения винтов вертолета;
- направление горизонтальной составляющей скорости РВП в системе координат относительно мачты с анемометрическими датчиками на высотах расположения винтов вертолета.

Если невозможно непосредственно измерить какие-либо из перечисленных параметров, допускается рассчитать их в процессе вторичной обработки. Измерения выполняются на ВППл судна при следующей его конфигурации:

- носовая (кормовая — в зависимости от расположения ВППл на судне) стойка заваливается и крепится захватом;
- леерное ограждение ВППл заваливается;
- противоскользкая сеть отсутствует;
- крышки люков выходов на ВППл фиксируются в закрытом положении.

Измерения проводятся при выполнении судном прямолинейных галсов, при скорости набегающего РВП $W_{\infty} \geq 5$ м/с в диапазоне углов β_{∞} между горизонтальной составляющей W_{∞} и ДП от 0 до $\pm 180^{\circ}$. При уменьшении значения скорости W_{∞} в процессе измерения до $W_{\infty} < 5$ м/с измерение прекращается, а режим повторяется при увеличении скорости до требуемой величины. При недостаточной скорости ветра допускается обеспечивать требуемое значение скорости набегающего РВП с помощью хода судна.

Допускаются колебания значений β_{∞} в процессе измерения. В случае монотонного изменения значения угла β_{∞} на $|\beta_{\infty}| \geq 10^{\circ}$ измерение прекращается, режим повторяется при выходе угла β_{∞} на исходное установившееся значение.

В случае симметрии судна относительно ДП допускается проведение измерений при действии РВП с любого борта судна. Измерения выполняются при фактических значениях параметров качки судна. Продолжительность измерения в каждой точке может составлять от 40 до 100 с. При измерениях мачта с анемометрическими датчиками, если возможно, ориентируется вдоль азимутов встречи лопастей несущего винта от центра ВППл к ее краям.

Система измерений параметров воздушных потоков. Для того чтобы обеспечить безопасную эксплуатацию вертолетов на судах, в АО «ЛИИ им. М.М. Громова» разработана специальная система для измерений параметров воздушных потоков над ВППл. Она реализована на основе двух метеорологических комплексов МК-15, изготовленных НПО «Тайфун» по техническому заданию АО «ЛИИ им. М.М. Громова», и предназначена для выполнения измерений над ВППл. В состав комплекса МК-15 входят датчик температуры воздуха и трехбазовый ультразвуковой анемометр, предназначенный для измерения скоростей вертикальной и горизонтальной составляющих РВП и направления горизонтальной составляющей скорости РВП в системе координат относительно мачты, на которой установлены анемометрические датчики. Один раз в год проводится поверка комплексов и выпускаются «Свидетельства о поверке».

В состав данной системы входят:

- два датчика метеорологических комплексов МК-15;
- два центральных блока (ЦБ) МК-15;
- вычислитель на основе ноутбука;
- кабельные сети между датчиками и ЦБ, ЦБ и вычислителем;
- Г-образная ферменная мачта для одновременного измерения параметров воздушного потока двумя датчиками на разных высотах, а также в точках вне ВППл (рис. 8).



Рис. 8. Ферменная мачта

Датчики устанавливают на мачте на высотах нижнего и верхнего винтов вертолетов (2,95 м и 4,1 м для вертолетов семейства Ка-226) и кабелями соединяются с остальными блоками комплекса. Результаты измерений регистрируются в ноутбуке, входящем в состав системы.

Перед проведением измерений проводится разметка мест установки измерительной мачты на ВППл. Точки измерения параметров воздушных потоков над ВППл располагаются на азимутах встречи лопастей верхнего и нижнего винтов вертолетов семейства «Ка». Вместе с тем возможно иное расположение точек измерений, для того чтобы получить более полную картину распределения воздушных потоков над ВППл. Примеры расположения точек измерения для разных судов и типов вертолетов приведены на рис. 9 и 10.

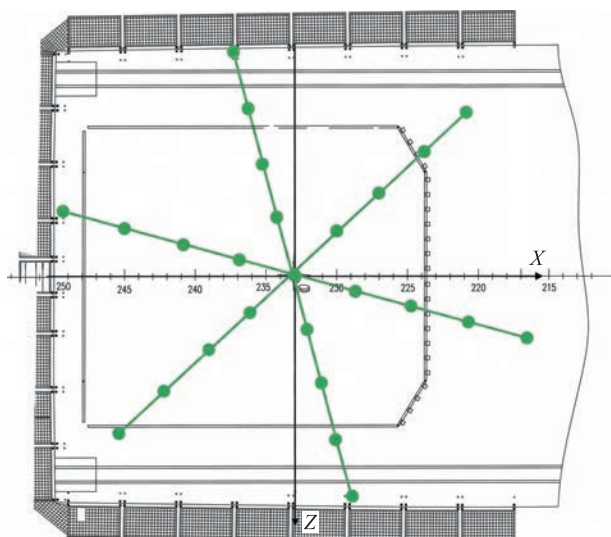


Рис. 9. Расположение точек измерения параметров воздушных потоков на ВППл судна для вертолетов семейства «Ка»

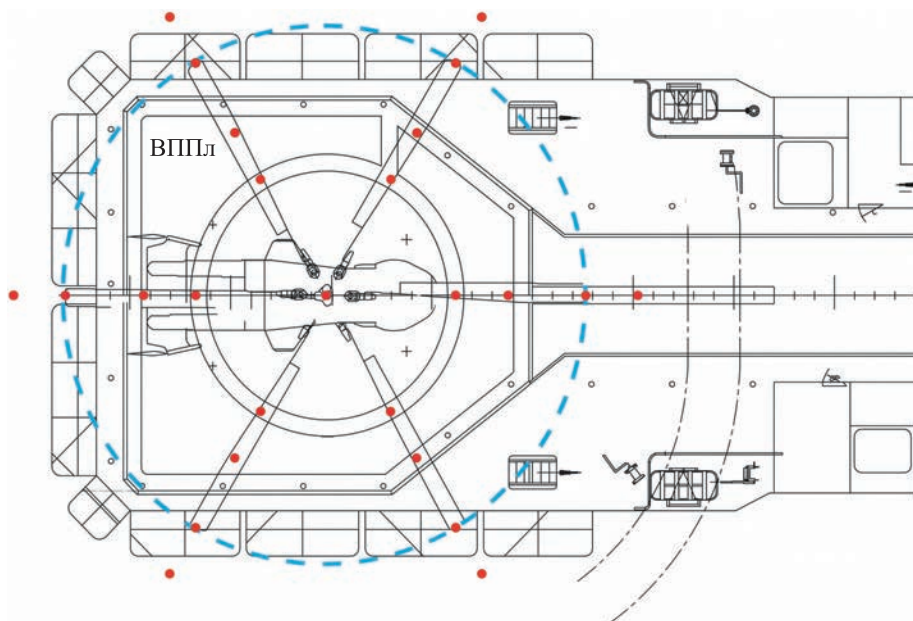


Рис. 10. Расположение точек измерения параметров воздушных потоков на ВППл судна для вертолетов типа Ка-226Т:

● — точки измерения

Обработка результатов измерений. Полученные в результате измерений параметры воздушного потока над ВППл обрабатываются в два этапа. При первичной обработке специалистами НПО «Тайфун» выполняется:

- расчет величин боковой и продольной составляющих РВП относительно датчиков МК-15 по результатам измерения горизонтальной составляющей РВП и его направления относительно датчиков в правой подвижной системе координат относительно мачты (центр системы координат находится в точке пересечения проекции вертикальной оси анемометров с поверхностью ВППл; ось OX_0 ориентирована в направлении от анемометров, OY_0 направлена вверх по линии, совпадающей с вертикальной осью анемометров, вдоль мачты, ось OZ_0 — в правую сторону, если смотреть в направлении оси OX_0 (рис. 11);

- перевод результатов измерений и расчета продольной, боковой и вертикальной составляющих скорости РВП относительно датчиков МК-15 в неподвижную правую систему координат относительно судна (центр системы координат находится в центре ВППл; ось OX_1 направлена вдоль диаметральной плоскости судна к его носу, ось OY_1 — вверх перпендикулярно к ВППл, а ось OZ_1 — в сторону правого борта судна (см. рис. 11);

- расчет средних значений продольной, боковой и вертикальной составляющих скорости РВП относительно судна.

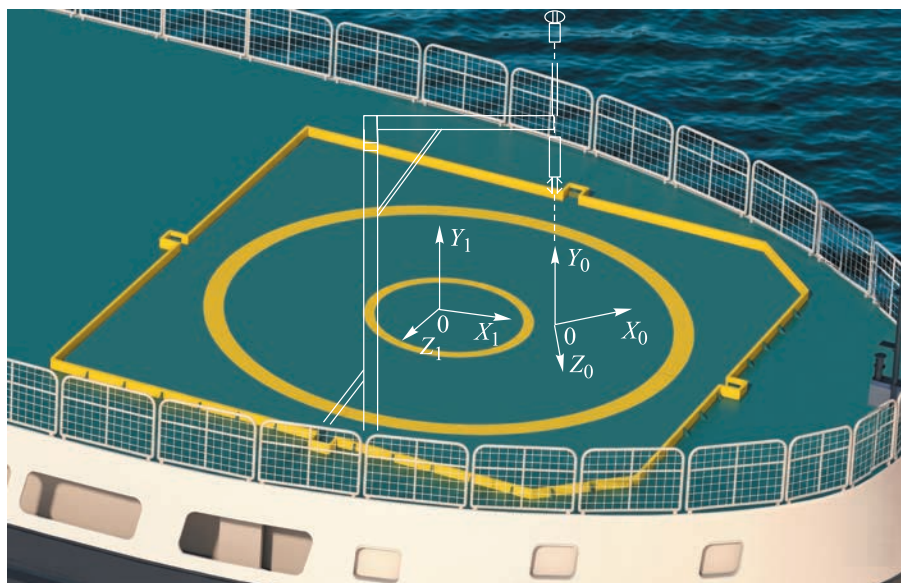


Рис. 11. Расположение систем координат $OX_0Y_0Z_0$ и $OX_1Y_1Z_1$ на ВППл

Вторичная обработка результатов измерений выполняется специалистами НИМК ФАУ ЦАГИ. Из-за того что действующий ветер непостоянен, значения скорости РВП и его направления относительно судна в процессе одного галса также непостоянны, и потому прямой анализ измеренных значений скорости РВП в разных точках ВППл затруднителен. В связи с этим при анализе используются значения проекций скорости РВП над ВППл, отнесенные к измеренной судовыми средствами скорости результирующего воздушного потока перед судном W_∞ .

После объединения полученных значений относительных проекций скоростей в группы с близкими значениями угла РВП относительно ДП β_∞ , измеренными судовыми средствами, определяются распределения значений параметров воздушных потоков над ВППл, необходимые для дальнейшего анализа структуры воздушных потоков над ВППл при разных углах β_∞ и скоростях W_∞ .

Примеры полученных распределений скоростей и углов скоса потока. Для примера на рис. 12 и 13 приведены результаты определения распределения относительных скоростей продольной, вертикальной, боковой и горизонтальной составляющих РВП, угла скоса потока на высотах несущих винтов и градиента относительных скоростей горизонтальных составляющих по высоте над ВППл для $\beta_\infty \approx 0$. Аналогичные распределения параметров воздушных потоков над ВППл определяются для всех углов β_∞ в соответствии с программой измерений.

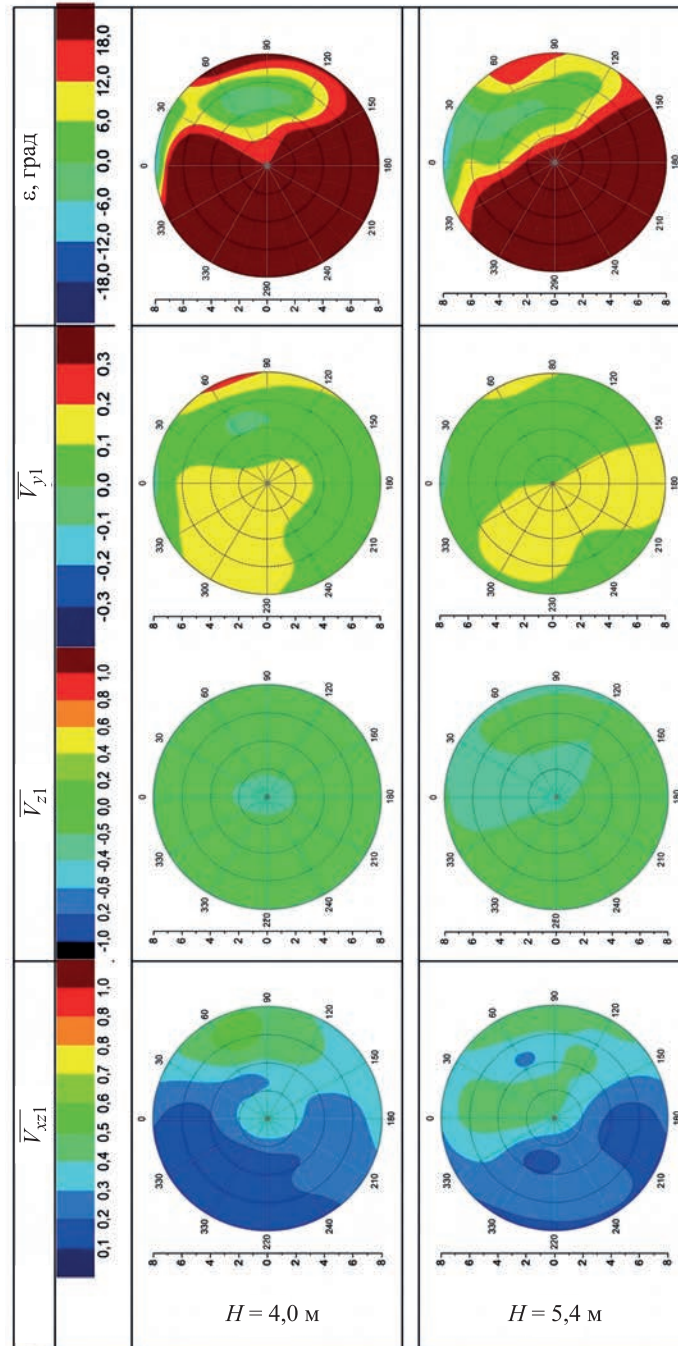


Рис. 12. Значения относительных скоростей проекций РВП и угла скоса над ВППл, расположенной на корме судна, $\beta_\infty \approx 0$, $W_\infty = 13...15$ м/с

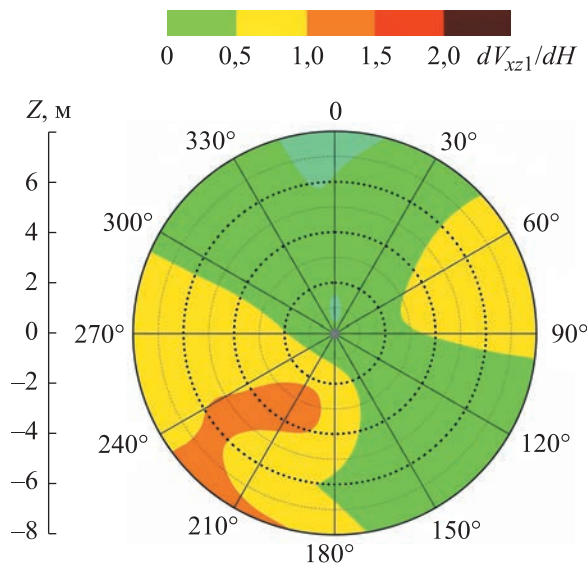


Рис. 13. Значения градиента горизонтальной скорости РВП по высоте над ВППл, расположенной на корме судна, $\beta_\infty \approx 0$, $W_\infty = 8$ м/с

По результатам вторичной обработки параметров воздушных потоков над ВППл судна специалистами АО «ЛИИ им. М.М. Громова» выполняется анализ обтекания судна в районе ВППл, а также определяются условия движения судна в параметрах W_∞ и β_∞ (измеряемых судовыми средствами и отображаемых на рабочих местах руководителя полетами и капитана судна), при которых обеспечивается соответствие параметров воздушных потоков над ВППл судна требованиям АО «НЦВ Миль и Камов».

Первоначально, исходя из требований АО «НЦВ Миль и Камов» к абсолютным значениям проекций скоростей потока над ВППл, по имеющимся значениям проекций относительной скорости определяются максимальные значения скорости воздушного потока W_∞ , при которых эти требования обеспечиваются.

Затем для определенных максимальных значений скорости воздушного потока W_∞ рассчитываются градиенты горизонтальных составляющих потока по высоте dV_{xz1}/dH в районе расположения несущих винтов. Для этого сначала рассчитываются градиенты относительных скоростей горизонтальных составляющих потока $\overline{dV}_{xz1}/dH$ по высоте, а потом определяются абсолютные градиенты для определенных максимальных значений скорости воздушного потока W_∞ .

В случае, если рассчитанные абсолютные градиенты превышали установленное АО «НЦВ Миль и Камов» ограничение, по максимальному значению градиента относительных горизонтальных составляющих потока вычисляется максимальное значение скорости воздушного потока W_∞ , при котором удовлетворяется требование заданному критерию.

На заключительном этапе анализируются значения углов вертикального скоса потока и их соответствие требованиям АО «НЦВ Миль и Камов».

По результатам анализа выдается заключение об условиях выполнения взлетно-посадочных режимов вертолета на судне. Также АО «ЛИИ им. М.М. Громова» дает методические рекомендации по проведению летной части ЗХИ.

Следует отметить, что распределение параметров воздушных потоков, приведенное на рис. 12 и 13, характерно для судов, у которых ВППл находится на корме. В случае, если ВППл расположена в носовой части судна, возникают особенности, связанные с тем, что она попадает в самую возмущенную зону набегающего воздушного потока. Опыт АО «ЛИИ им. М.М. Громова» по измерениям параметров воздушных потоков на ВППл, размещенной в носовой части судна, показал, что при всех углах набегающего воздушного потока β_∞ есть на ВППл такие зоны, в которых угол скоса потока существенно превышает ограничения. Поэтому в заключении об условиях выполнения взлетно-посадочных режимов вертолетов на судне указаны ограничения скорости набегающего потока W_∞ в зависимости от угла β_∞ , при которых выполняются ограничения по значениям проекций скоростей РВП над ВППл и по значению градиента горизонтальных составляющих скоростей РВП по высоте в районе расположения несущих винтов.

Заключение. Для безопасной эксплуатации вертолетов на режимах взлета и посадки на судах, оборудованных ВППл, необходима аэродинамическая совместимость вертолета и судна. Для ее исследования следует одновременно использовать и натурные, и численные методы исследования параметров воздушных потоков над ВППл судна, учитывая аэродинамическую схему вертолета. В связи с этим изложена методология исследования аэродинамической совместимости вертолета и судна, включающая в себя эти методы. Для каждого вновь построенного судна, оборудованного ВППл, необходимо проводить исследования параметров воздушных потоков над ВППл с помощью данной методологии для подготовки (в соответствии с действующими нормативными документами) заключения об условиях выполнения режимов раскрутки и останова несущих винтов вертолета как наиболее критических при выполнении взлетно-посадочных операций. Специалистами АО «ЛИИ им. М.М. Громова» в период с 2011 г. по настоящее время выполнены работы в соответствии с разработанной методологией во время ходовых испытаниях судов, оборудованных ВППл, и выданы заключения об условиях безопасного выполнения взлетно-посадочных режимов для более чем 15 разных проектов судов. В результате при выполнении летной части ЗХИ и летной части государственных испытаний не произошло ни одного авиационного происшествия при выполнении режимов раскрутки и останова несущих винтов вертолетов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Белоцерковский С.М., Ништ М.И. *Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью*. Москва, Наука, 1978, 277 с.
- [2] Аубакиров Т.О., Белоцерковский С.М., Желанников А.И., Ништ М.И. *Нелинейная теория крыла и ее приложения*. Алматы, Гылым, 1997, 448 с.
- [3] Желанников А.И., Замятин А.Н. *Расчетно-программный комплекс для системы вихревой безопасности*. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2015614783, 2015.
- [4] Желанников А.И., Замятин А.Н. О возможности дозаправки в воздухе гражданских воздушных судов. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2016, № 223, с. 12–18.
- [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, с. 5–11.
- [6] Свириденко Ю.Н., Щеглов А.С., Назаров А.М., Попкова Н.Б., Алексеев М.О., Кудров М.А. Моделирование полета пассажирского самолета в вихревом следе. *Труды МФТИ*, 2020, т. 12, № 4, с. 177–184.
- [7] Желанников А.И., Замятин А.Н., Чинючин Ю.М. Влияние состояния атмосферы на взаимодействие вихревых и конденсационных следов воздушных судов. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2022, № 25 (2), с. 70–80.
<https://doi.org/10.26467/2079-0619-2022-25-2-70-80>
- [8] Желанников А.И., Замятин А.Н. Исследование влияния смещения двигателя по крылу воздушного судна на распространение конденсационного следа. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2022, № 25 (5), с. 48–58.
<https://doi.org/10.26467/2079-0619-2022-25-5-48-58>
- [9] Ginevsky A.S., Zhelannikov A.I. *Vortex wakes of Aircraft*. Berlin, Heidelberg, Springer-Verlag, 2009, Ph 154.
- [10] Гиневский А.С., Желанников А.И. *Вихревые следы самолетов*. Москва, Физматлит, 2008, 170 с.
- [11] Аубакиров Т.О., Желанников А.И., Иванов П.Е., Ништ М.И. *Спутные следы и их воздействие на летательные аппараты. Моделирование на ЭВМ*. Алматы, Гылым, 1999, 230 с.
- [12] Белоцерковский С.М., Гиневский А.С. *Моделирование турбулентных струй и следов на основе метода дискретных вихрей*. Москва, Физматлит, 1995, 368 с.
- [13] Горбунов В.Г., Желанников А.И., Замятин А.Н. К исследованию воздушных потоков над взлетно-посадочной площадкой проекта морского судна. *Материалы XXXIV НТК по аэродинамике*. ФГУП «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского», АО «ЛИИ им. М.М. Громова» Московская область, п. Володарского, ЦАГИ, 2024, с. 39.

Статья поступила в редакцию 10.04.2026

Ссылку на статью просим оформлять следующим образом:

Замятин А.Н., Григорьев М.А.. Методология исследования аэродинамической совместимости вертолета и судна. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 5. EDN VAWFDP

Замятин Андрей Николаевич — канд. техн. наук, научный руководитель научно-исследовательского отделения № 2 научно-исследовательского центра АО «ЛИИ им. М.М. Громова»; автор более 100 научных работ. Область научных интересов: численное моделирование аэродинамики, спутные вихревые следы самолетов и их взаимодействие с конденсационными следами самолетов. e-mail: zamyatinan@lii.ru

Григорьев Максим Анатольевич — заместитель начальника научно-исследовательского отделения № 2 научно-исследовательского центра АО «ЛИИ им. М.М. Громова»; автор более 100 научных работ. Область научных интересов: динамика полета самолетов, вихревые течения, численное моделирование аэродинамики, конденсационные следы самолетов. e-mail: grigorevma@lii.ru

Investigation Methodology of Helicopter – Ship Aerodynamic Compatibility

© A.N. Zamyatin, M.A. Grigoryev

JSC “Flight Research Institute named after M.M. Gromov”,
Zhukovsky, 140185, Russian Federation

The use of helicopters on seagoing vessels equipped with a helipad has its own specific features related to the limited size of the ship helipad, as well as the presence of ship pitching. The ship superstructures significantly change the parameters of the incoming airflow, forming a complex structure of the resulting airflow above the helipad. In this regard, the issues of ensuring that the rotor blades of helicopters with coaxial rotors (“Ka” family helicopters) do not overlap in the rotor rotation modes before taking off from the ship helipad and in the rotor stopping modes after landing are of great importance. This paper shows that for the safe operation of helicopters on ships in these modes, it is necessary to ensure the aerodynamic compatibility of the helicopter and the vessel. The article describes the methodology for assessing the aerodynamic compatibility of a helicopter and a vessel, developed at JSC “M.M. Gromov FRI” basing on a rational combination of proven field testing techniques and numerical methods for calculating airflow past vessel. Examples of characteristic airflow patterns over helipads, obtained in real field conditions, which affect the safety of takeoff and landing operations, are given, and it is presented a methodology for determining the conditions under which the safety of these modes is ensured.

Keywords: helicopter, ship, helipad, flight safety, aerodynamic compatibility, main rotor, overlap, airflow, line of current, discrete vortex, anemometer

REFERENCES

- [1] Belotserkovsky S.M., Nisht M.I. *Otryvnoe i bezotryvnoe obtekanie tonkikh krylev idealnoy zhidkostyu* [Separated and continuous flow of thin wings with an ideal fluid]. Moscow, Nauka Publ., 1978, 277 p.
- [2] Aubakirov T.O., Belotserkovsky S.M., Zhelannikov A.I., Nisht M.I. *Nelineynaya teoriya kryla i ee prilozheniya* [Nonlinear wing theory and its applications]. Almaty, Gylym Publ., 1997, 448 p.
- [3] Zhelannikov A.I., Zamyatin A.N. *Raschetno-programmnyy kompleks dlya sistemy vikhrevoy bezopasnosti* [Calculation software package for the vortex safety system]. Certificate of state registration of the computer program no. 2015614783, 2015.
- [4] Zhelannikov A.I., Zamyatin A.N. O vozmozhnosti dozapravki v vozdukhe grazhdanskikh vozdushnykh sudov [On the possibility of aerial refueling of civil aircraft]. *Nauchnyi vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2016, no. 223, pp. 12–18.
- [5] Zhelannikov A.I. Osobennosti rasprostraneniya vikhrevogo sleda za vosdushnymi sudami na rezhime vzleta i posadki pri nalichii bokovogo vetra [Peculiarities of the propagation of a vortex wake behind aircraft during takeoff and landing modes in the presence of a crosswind]. *Nauchnyi vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2016, no. 223, pp. 5–11.
- [6] Sviridenko Yu.N., Scheglov A.S., Nazarov A.M., Popkova N.B., Alekseev M.O., Kudrov M.A. Modelirovanie poleta passazhirskogo samoleta v vikhrevom slede [Simulation of a passenger aircraft flight in a wake vortex]. *Trudy MFTI — Pro-*

- ceedings of Moscow Institute of Physics and Technology, 2020, vol. 12, no. 4, pp. 177–184.
- [7] Zhelannikov A.I., Zamyatin A.N., Chinyuchin Yu.M. Vliyaniye sostoyaniya atmosfery na vzaimodeystvie vikhrevykh i kondensatsionnykh sledov vozdukhnykh sudov [Influence of atmospheric conditions on interaction of vortex and condensation trails of aircraft]. *Nauchnyy vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2022, vol. 25, no. 2, pp. 70–80.
<https://doi.org/10.26467/2079-0619-2022-25-2-70-80>
- [8] Zhelannikov A.I., Zamyatin A.N. Issledovanie vliyaniya smescheniya dvigatelya po krylu vozdušnogo sudna na rasprostraneniye kondensatsionnogo sleda [Investigation of the effect of engine displacement along the aircraft wing on the propagation of condensation trail]. *Nauchnyy vestnik MGTU GA — Civil Aviation High Technologies*, 2022, vol. 25, no. 5, pp. 48–58.
<https://doi.org/10.26467/2079-0619-2022-25-5-48-58>
- [9] Ginevsky A.S., Zhelannikov A.I. *Vortex wakes of aircraft*. Berlin, Heidelberg, Springer-Verlag, 2009, 154 p.
- [10] Ginevskiy A.S., Zhelannikov A.I. *Vikhrevye sledy samoletov* [Vortex wakes of aircraft]. Moscow, Fizmatlit Publ., 2008, 170 p.
- [11] Aubakirov T.O., Zhelannikov A.I., Ivanov P.E., Nisht M.I. *Sputnye sledy i ikh vozdeystvie na letatelnye apparaty* [Wake vortices and their effect on aircraft]. Almaty, Gylym Publ., 1999, 230 p.
- [12] Belotserkovskiy S.M., Ginevskiy A.S. *Modelirovaniye turbulentnykh struy i sledov na osnove metoda diskretnykh vikhrey* [Simulation of turbulent jets and wakes based on the discrete vortex method]. Moscow, Fizmatlit Publ., 1995, 368 p.
- [13] Gorbunov V.G., Zhelannikov A.I., Zamyatin A.N. K issledovaniyu vozdukhnykh potokov nad vzletno-posadochnoy ploschadkoy morskogo sudna [On the study of airflow over a ship helipad]. In: *Materialy XXXIV NTK po aerodinamike* [Proceedings of the XXXIV Scientific and Technical Conference on Aerodynamics]. Volodarskogo settlement, Moscow region, TsAGI Publ., 2024, p. 39.

Zamyatin A.N., PhD, scientific supervisor of Scientific Research Department No. 2 of Scientific Research Center of JSC “M.M. Gromov FRI”; author of more than 100 scientific papers. Research interests include: numerical modelling of aerodynamics, aircraft wake vortex trails and their interaction with condensation trails of aircraft.
e-mail: zamyatinan@lii.ru

Grigoryev M.A., deputy chief of Scientific Research Department No. 2 of Scientific Research Center of JSC “M.M. Gromov FRI”; author of more than 100 scientific papers. Research interests include: aircraft flight dynamics, vortex airflows, numerical modelling of aerodynamics, condensation trails of aircraft. e-mail: grigorevma@lii.ru