

НЕКОТОРЫЕ ВОПРОСЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ВЗЛЕТА И ПОСАДКИ НА ПАЛУБУ КОРАБЛЯ ВЕРТОЛЕТА СООСНОЙ СХЕМЫ

С.А. Баклан^{1,2}

sergeibaclan@yandex.ru

А.И. Шомов²

mai.kaf102.shomov@mail.ru

¹ АО «НЦВ им. М.Л. Миля и Н.И. Камова», пгт. Томилино, г. Люберцы,
Московская обл., Российская Федерация

² МАИ, Москва, Российская Федерация

Аннотация

Рассмотрены особенности взлета и посадки соосного вертолета на палубу корабля. Учет таких особенностей необходим для уточнения математической модели динамики полета вертолета соосной схемы, применяющейся в составе программно-математического обеспечения пилотажного стенда. Приведены требования к корабельным вертолетам в части полетных данных, необходимых для обеспечения безопасности полетов в зоне взлетно-посадочной площадки корабля. Проанализированы подходы к моделированию обтекания корабля: испытания масштабной модели корабля в аэродинамической трубе, численное моделирование обтекания корабля. Показано влияние качки корабля на структуру воздушного потока в зоне взлетно-посадочной площадки. Рассмотрен метод учета качки при исследовании обтекания взлетно-посадочной площадки на модели корабля в аэродинамической трубе. Проведен краткий обзор методов исследования в аэродинамической трубе взаимовлияния корабля и вертолета при выполнении взлетно-посадочных операций в зоне взлетно-посадочной площадки. Расчет нестационарного поля скоростей воздушного потока в зоне взлетно-посадочной площадки корабля выполнен без учета качки методом численного моделирования полноразмерной модели корабля произвольной формы. Выполнена оценка характеристик возмущенного воздушного потока в зоне взлетно-посадочной площадки корабля и сформирована методика расчета поля скоростей возмущенного воздушного потока в области взлетно-посадочной площадки корабля

Ключевые слова

*Соосный несущий винт,
вертолет, корабль, аэродинамика, динамика полета*

Поступила 12.02.2025

Принята 30.09.2025

© Автор(ы), 2026

Введение. Взлет и посадка вертолета на взлетно-посадочную площадку (ВППл) корабля по многим параметрам отличаются от взлета и посадки на сухопутную площадку. Вертолет корабельного базирования выполняет взлет и посадку на ВППл корабля ограниченных размеров в условиях качки и воздействия на него воздушного потока, возмущенного надстройками корабля. При этом возникает дополнительная сложность пилотирования вертолета и увеличивается нагрузка на летчика. Это выражается в высокой концентрации внимания к положению ВППл корабля и интенсивной работе органов управления. На флоте в России используются преимущественно вертолеты с соосными несущими винтами, поскольку они имеют высокие характеристики устойчивости, управляемости и маневренности вследствие аэродинамической симметрии и компактные габаритные размеры, что позволяет обеспечить удобное базирование вертолетов на полетной палубе корабля.

В настоящее время обучение летного состава не проходит без этапа тренажерной подготовки, которая включает в себя отработку техники пилотирования на разных режимах полета, в том числе и в особых условиях на пилотажных стендах. Для отработки на пилотажном стенде необходимых навыков управления корабельным вертолетом необходимо иметь достаточно достоверную модель динамики полета вертолета. В этой модели должны быть учтены особенности летной эксплуатации соосного вертолета на корабле.

Особенности взлета и посадки вертолета на ВППл корабля. Процесс взлета и посадки вертолета на ВППл корабля имеет некоторые особенности. Если корабль стоит «на стопе» в условиях штиля, то выполнение взлета и посадки не вызывает трудностей. Сложности возникают при выполнении взлета и посадки вертолета на полетную палубу корабля при его движении в условиях качки. Характеристики управляемости соосных вертолетов при взлете и посадке, а также особенности выполнения данных режимов при полете в окрестностях корабля описаны в [1]. Одной из особенностей является наклон палубы при качке (килевой), вследствие которого летчик при посадке может изменить угол наклона посадочной глиссады соразмерно фазе качки с целью сохранить постоянство угла. Однако это может привести к изменению высоты относительно водной поверхности, из-за чего может произойти опасное сближение с водной поверхностью. В [1] особое внимание уделено наблюдениям и предложениям летчика-испытателя Н.П. Бездетнова. Отмечено, что в процессе зависания вертолета над палубой не возникает трудностей в оценке ее вертикальных

перемещений. Сложности могут появиться при оценке поперечных перемещений палубы корабля, возникающих при бортовой качке, так как летчик может отслеживать систематические «смещения» палубы. Если летчик будет на них реагировать небольшими отклонениями органов управления и компенсировать их (иллюзорные смещения), то можно спровоцировать раскачку вертолета и это затруднит снижение и посадку на ВППл корабля.

Среди факторов, влияющих на технику пилотирования соосного вертолета при полете по посадочной глиссаде и на режиме висения над палубой, можно выделить турбулентность воздушного потока, которая формируется архитектурой надстроек кораблей при движении и ветре. При выполнении посадки вертолета также рекомендуется избегать зоны задымления области прохождения выхлопных газов, выходящих из газовыводящих установок корабля, так как при попадании в нее вертолета есть риск возникновения помпажа двигателя. Помпаж может привести к переходу на однодвигательный полет при отказе одного двигателя или аварийной посадке на водную поверхность в режиме самовращения несущего винта (авторотации) при отказе двух двигателей.

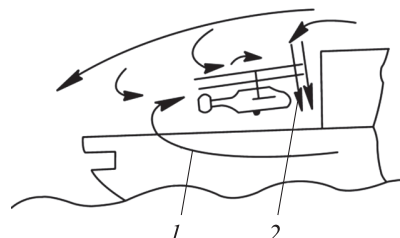
Взлетно-посадочная площадка является экранирующей поверхностью. На режиме висения вертолета вблизи нее на расстоянии, равном диаметру несущего винта, тяга винта увеличивается на 8...12 % ввиду эффекта «земной подушки». Этот эффект используется на сухопутных вертолетах для повышения грузоподъемности и улучшения взлетно-посадочных характеристик. Для корабельных вертолетов неприемлемо использование этого эффекта, так как из-за размеров ВППл не всегда можно обеспечить безопасную дистанцию взлета в зоне влияния «земной подушки» [2]. В процессе взлета и посадки при проходе среза палубы корабля вертолет может попасть в опасную зону высоты–скорости (зона $H-V$), если он на заданной высоте не разовьет скорость, которая обеспечит выход из этой зоны [2]. В связи с этим высота висения вертолета в точке старта должна быть максимально приближена к нижней границе зоны $H-V$, обеспечивая минимальное влияние близости палубы при проходе среза палубы корабля [2].

При качке на палубе возникает перераспределение давления и скорости воздушного потока, обтекающего надстройки корабля. В момент висения или перемещения вертолета над качающейся палубой корабля вблизи надстроек может увеличиться местная скорость воздушного потока (рис. 1). Вследствие этого на законцовках лопастей несущего винта уменьшается истинный угол атаки и тем самым тяга на несущем винте, затем появляются подсасывающая сила и кренящий момент на стенку

надстройки корабля, а это влечет увеличение расходов управления [2] и числа дополнительных действий органами управления с целью парировать возникающие силы и моменты.

Рис. 1. Схема взаимодействия вертолета с воздушным потоком сложной структуры [2]:

1 — рециркуляция; 2 — область пониженного давления



В процессе выполнения взлета (в момент набора скорости), посадки (на режимах выравнивания и висения над палубой) вертолет летит в диапазоне малых скоростей, что также приводит к неравномерному распределению индуктивного потока, сходящего с винта, и влияет на его оперение. В свою очередь это вызывает изменения продольного момента вертолета. Схема распределения сил, моментов, действующих на вертолет на режимах полета вперед с малыми скоростями, и индуктивных скоростей (по продольной оси вертолета) [1] приведена на рис. 2.

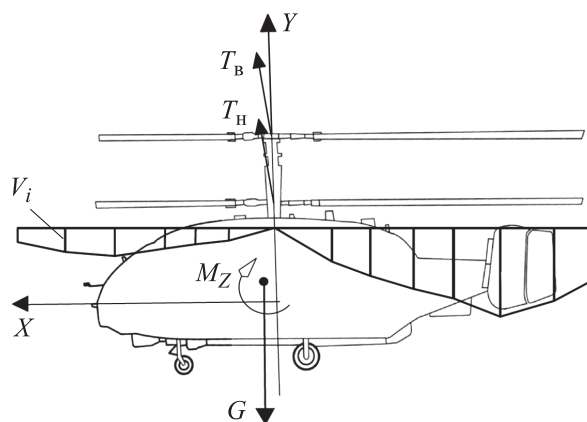


Рис. 2. Схема распределения сил, моментов, действующих на вертолет на режимах полета вперед с малыми скоростями, и индуктивных скоростей (по продольной оси вертолета) [1]

Распределение индуктивной скорости влияет на балансировку вертолета и соответственно на ход органов управления, поэтому необходимо обеспечить достаточный запас управления во всех каналах.

В соответствии с приведенными аспектами летной эксплуатации вертолета на корабле сформулированы следующие требования [2]: резерв мощности силовой установки должен составлять 7...8 %; в процессе взле-

та и посадки вертолета в условиях турбулентного потока воздуха в районе ВППл корабля минимальные запасы во всех каналах управления и в его следе за кормой должны быть не менее 10 %.

Необходим резерв по мощности, так как при прохождении среза палубы корабля происходит резкий перепад высот, что приводит к снижению на 7...8 % тяги, если взлет выполняется в условиях «земной подушки» [2].

Моделирование обтекания корабля и взаимодействия вертолета с кораблем. Исследование воздушного потока в окрестности корабля проводится с использованием следующих методов: 1) измерение потока непосредственно на ВППл корабля с помощью системы анемометров, закрепленных на мачтах; 2) испытания масштабной модели корабля в аэродинамической трубе с использованием специального измерительного оборудования для определения параметров потока в зоне ВППл [3–7]; 3) численное моделирование обтекания модели корабля с помощью CFD-методов вычислительной аэродинамики, основанных на решении уравнений Навье — Стокса [4, 7–15].

В настоящее время широко применяется метод численного моделирования, основанный на CFD-методах, поскольку в отличие от остальных методов не требуется больших финансовых затрат для его проведения. При определении достоверности результата, полученного в численном эксперименте, проводится сравнение с результатами подобного исследования в аэродинамической трубе. Для верификации результатов расчета скорости воздушного потока на ВППл корабля могут использоваться результаты замеров потоков на палубе полноразмерного корабля¹.

Структура потока, формируемого при обтекании корабля, напрямую зависит от конфигурации надстроек на палубе. В зарубежной литературе можно встретить объект исследования SFS (Simple Frigate Shape). Это масштабируемая модель типового фрегата с упрощенной геометрией. Модель имеет две версии: SFS1, которая состоит из серии параллелепипедов, образующих вертолетную площадку и основную архитектуру корабля, и SFS2, которая отличается от SFS1 наличием носовой части. Эти модели разработаны для полномасштабных исследований операций вертолета, выполняемых на корабле [4]. Скриншот схемы модели SFS приведен на рис. 3.

¹ Этап 1. Расчет поля скоростей воздушного потока, возмущенного палубными надстройками, в зоне ВППл корабля. Отчет НИР «Индуктивное влияние экрана и палубных надстроек корабля на аэродинамические характеристики соосного несущего винта вертолета корабельного базирования». М., АО «НЦВ им. М.Л. Миля и Н.И. Камова», 2022.

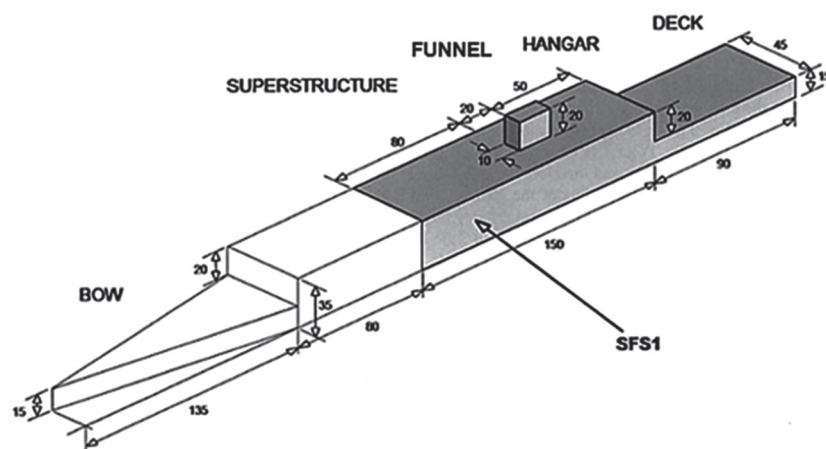


Рис. 3. Скриншот схемы модели SFS [4]

Актуальной остается задача определения изменения структуры воздушного потока и его скоростных характеристик в условиях качки корабля. Результаты измерений воздушного потока на палубе корабля, выполненных в аэродинамической трубе на моделях кораблей типов GD (Generic Destroyer) и CPF (Canadian Patrol Frigate) в масштабе 1 : 50 (рис. 4, а), в котором также задавались условия качки, приведены в [5]. Измерительные зонды установлены на ВППл приводимых моделей кораблей (рис. 4, б).



а



б

Рис. 4. Модель корабля типа CPF в масштабе 1 : 50 в положении максимального крена в аэродинамической трубе с рабочей зоной 3 × 6 м [5] (а) и расположение зондов на палубе корабля типа GD, зонды направлены по потоку (б)

Условия качки корабля в [5] заданы с помощью гексапода, установленного на вращающуюся платформу, на которой размещена модель корабля. На уровне ватерлинии прикреплена специальная ткань (рис. 4, а).

Моделирование движения корабля в условиях ветра и качки выполнено в [10]. Здесь моделировалась килевая качка корабля с учетом дифферента на нос в диапазоне от $-1,5^\circ$ до $1,5^\circ$ с полным периодом равномерных колебаний, что отразилось на структуре вихревого следа за кораблем в виде его «всплытия» (рис. 5). При моделировании рассматривали эволюцию вихревого следа за кормой, динамического изменения структуры расчетной сетки не применяли, учитывали влияние качки корабля на структуру воздушного потока.

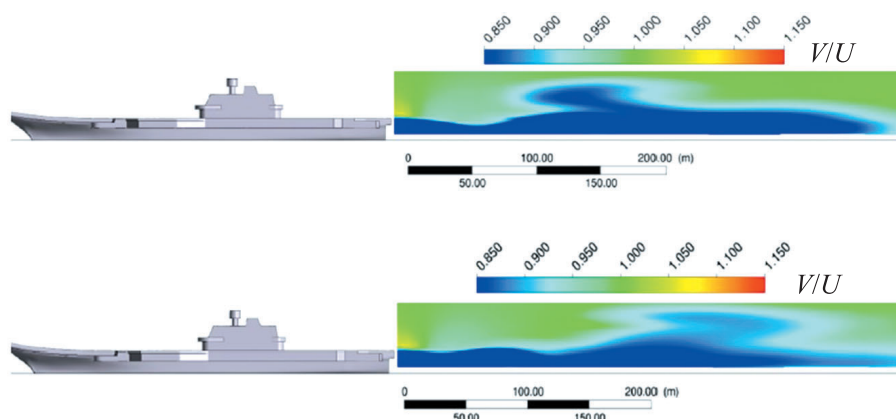


Рис. 5. Скриншот структуры вихревого следа за кораблем в виде его «всплытия» (V/U — отношение продольной скорости на линии глиссады к скорости набегающего потока при разных профилях ветра [4])

Кроме исследования структуры и скорости воздушного потока на ВППл корабля, в [3, 4] рассмотрено взаимовлияние корабля и вертолета. Масштабные модели кормовой части корабля и вертолета для эксперимента, проводимого в аэродинамической трубе [3], приведены на рис. 6. Исследование [3] выполнено в два этапа. На первом этапе определяли характеристики воздушного потока на палубе без вертолета. На втором этапе в области корабля размещали модель вертолета с четырехлопастным несущим винтом, установленную на аэродинамических весах. В модели вертолета установлены тензодатчики, которые замеряли силы и моменты на винте. Модель вертолета размещали в точках, соответствующих типовой траектории захода вертолета на посадку. При снижении вертолета на палубу возникал эффект «земной подушки», при ветре влияние этого эффекта становилось меньше [3]. Результаты исследования опробованы в программе динамики MBDyn, разработанной в Миланском политехническом университете.



Рис. 6. Масштабные модели кормовой части корабля и вертолета для эксперимента, проводимого в аэродинамической трубе [3]

Аналогичное исследование выполнено в Индийском технологическом институте в Дели [4]. Исследование проведено в несколько этапов. Сначала определяли поле скоростей на палубе без вертолета. Затем исследовано взаимовлияние воздушного потока от винта на корабль без фюзеляжа. Воздушный поток от винта смоделирован специальной установкой. Отметим, что в эксперименте создан упрощенный воздушный поток, т. е. не учитывалась вихревая составляющая воздушного потока от несущего винта. Следующий этап — размещение модели вертолета типа ROBIN, предложенной NASA в качестве эталонной модели в области исследования аэродинамики вертолета. Фюзеляж располагался под установкой, формирующей воздушный поток, который эквивалентен воздушному потоку от вращающегося винта.

Основываясь на условиях физического эксперимента, выполнено аналогичное численное моделирование с помощью CFD-методов. Отметим удовлетворительную сходимость результатов расчета и экспериментальных данных.

Одна из главных задач исследований заключается в выработке критериев безопасного применения вертолетов на корабле.

В приведенных источниках основной вертолет, участвующий в исследовании, — это вертолет одновинтовой схемы с рулевым винтом. Однако в [13] исследовано взаимовлияние вертолета с соосным расположением несущих винтов и модели корабля типа SFS2. Параметры несущей системы взяты от вертолета типа S-97, поскольку, по утверждению авторов исследования, не удалось найти результаты исследований для корабельного соосного вертолета. Взаимовлияние винта на планер вертолета, а также взаимовлияние вертолета в комбинации «несущий винт–планер» и корабля не рассматривались. Получены характеристики соосного винта в зависимости от его расположения в области корабля.

В дальнейшем результаты численного моделирования обтекания корабля могут быть применимы при моделировании динамики полета вертолета в области корабля с помощью пилотажного стенда. Так, в [14–22] приведены результаты исследования в части выполнения посадки вертолета на ВППл корабля (как один из самых ответственных этапов полета) в условиях влияния нестационарного обтекания возмущенным воздушным потоком. Данные по потоку получены CFD-методами, затем эти данные интегрированы в модель динамики полета в составе пилотажного стенда. По результатам исследований выдавались рекомендации для обеспечения выполнения режимов взлета и посадки корабельного вертолета на ВППл корабля.

Исследование нестационарного воздушного потока в области ВППл корабля. Цель исследования — оценить характеристики возмущенного воздушного потока в зоне ВППл корабля и предложить методику расчета полей скоростей возмущенного потока в зоне ВППл.

На рис. 7 приведена 3D-модель корабля для численного исследования с двумя ВППл на носовой и кормовой частях корабля. Геометрия надстроек выполнена в произвольной форме. Моделировалась только надводная часть корабля выше ватерлинии.

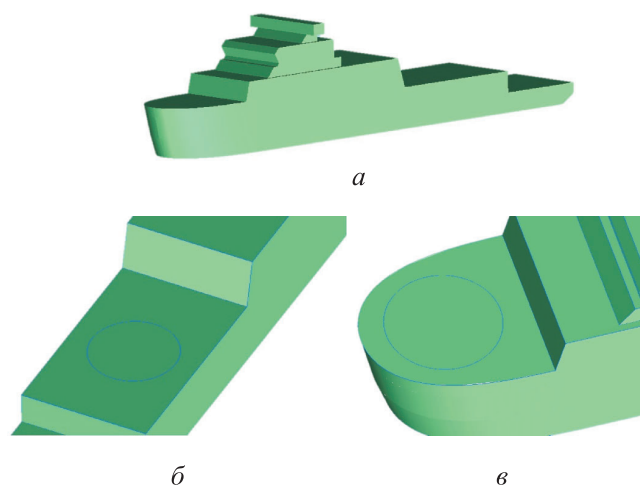


Рис. 7. 3D-модели корабля для численного исследования (а), двух ВППл на кормовой (б) и носовой (в) частях корабля

Моделирование выполнено в ПК ANSYS. Размеры расчетной области (рис. 8, а): $\Delta X = 1000$ м, $\Delta Y = 150$ м и $\Delta Z = 300$ м, параметры определены по результатам анализа работ [8–10], скорость воздушного потока 20 м/с, направление — встречное.

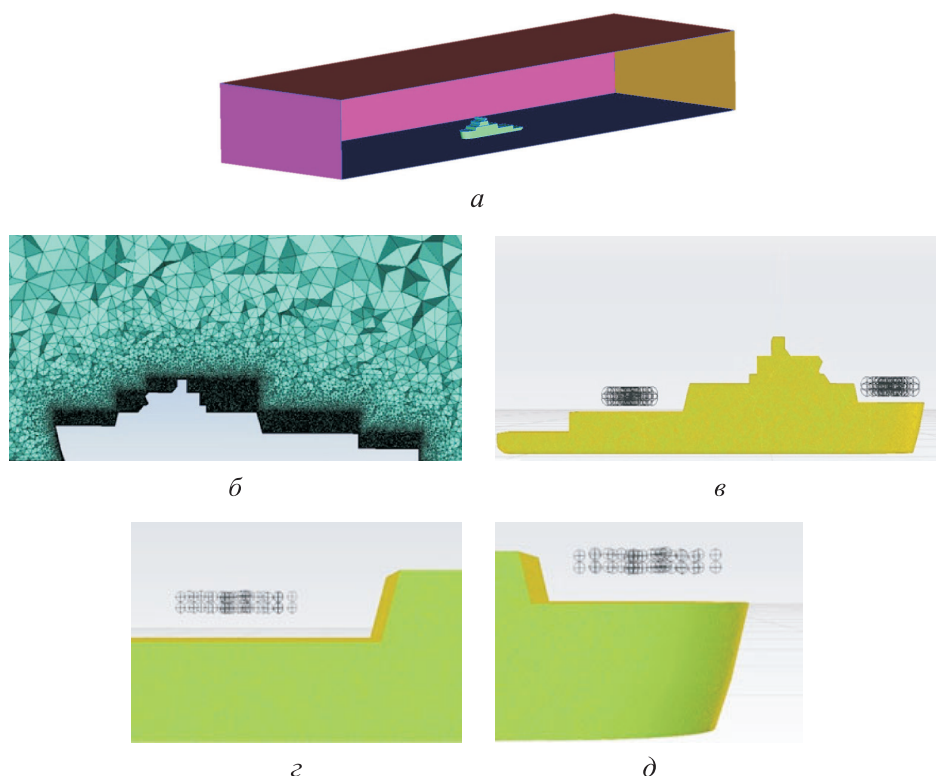


Рис. 8. Расчетная область (а), тетраэдная неструктурированная сетка (б), контрольные точки на корабле (в), ВППл на кормовой (з) и носовой (д) частях корабля, в которых замеряли воздушные потоки

В расчетах использовалась тетраэдная неструктурированная сетка, состоящая из 7 млн элементов (рис. 8, б). Для повышения точности вычислений выполнено сгущение сетки в зоне надстроек корабля.

Контрольные точки, в которых замеряли воздушные потоки, располагались в азимутах встречи лопастей верхнего и нижнего несущих винтов для типового вертолета соосной схемы (рис. 8, в–д). Для решения использованы трехмерные нестационарные осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье — Стокса URANS и $k-\omega$ -модель турбулентности SST [8–10]. Расчеты выполнены в программе ANSYS Fluent на вычислительном кластере.

В результате расчетов получена картина обтекания (линии тока) воздушным потоком надводной части корабля (рис. 9) и изменения скорости воздушного потока в контрольных точках. В кормовой части корабля наблюдается торможение потока и образование областей завихрения из-за наличия надстроек корабля перед ВППл; на носовой площадке — увеличение скорости возмущенного потока. При приближении

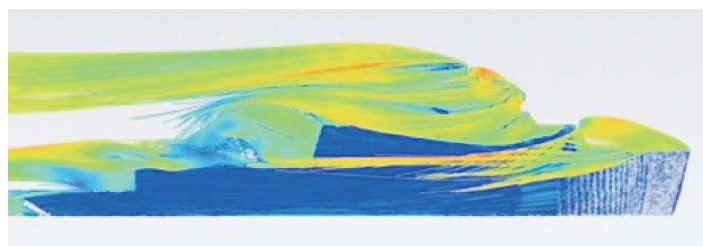


Рис. 9. Картина обтекания (линии тока) воздушным потоком надводной части корабля

к надстройкам происходит процесс торможения потока и образуется область рециркуляции.

Результаты расчетов составляющих скорости воздушного потока (V_X , V_Y , V_Z) в восьми контрольных точках в зонах ВППл, расположенных на кормовой и носовой частях корабля, приведены на рис. 10. Контрольные точки расположены под углом по обе стороны плоскости симметрии корабля на одной линии. На кормовой площадке из-за обтекания надстроек корабля наблюдаются пульсации скорости в контрольных точках, значения скоростей различаются в 2–3 раза. Расчет проводился до выхода на периодичность значений скоростей. Скорости изменяются в широком диапазоне (1...18 м/с). На носовой площадке в контрольных точках пульсаций скорости нет. Выход на периодичность значений скоростей в носовой части корабля происходит быстрее, чем на кормовой части. Время выполнения расчетов составило примерно пять дней на 58 вычислительных ядрах.

Заключение. Проведен анализ существующих подходов к моделированию обтекания палубных надстроек и ВППл корабля. Для исследований выбран численный CFD-метод расчета.

Проведен численный расчет изменения скорости возмущенного воздушного потока в контрольных точках в зоне ВППл, расположенных в кормовой и носовой частях корабля. Расчеты показали нестационарность возмущенного воздушного потока как по положению контрольных точек, так и по времени. Значения скоростей в контрольных точках могут существенно отличаться по модулю и направлению.

Осредненное (по времени и положению) значение скорости возмущенного воздушного потока в области ВППл, используемое в моделях динамики полета вертолета, не учитывает всю сложность его структуры. Использование нестационарного возмущенного воздушного потока

в моделях динамики полета вертолета при моделировании взлета и посадки на ВППл позволит более точно учитывать влияние палубных надстроек корабля при расчете аэродинамических характеристик вертолета.

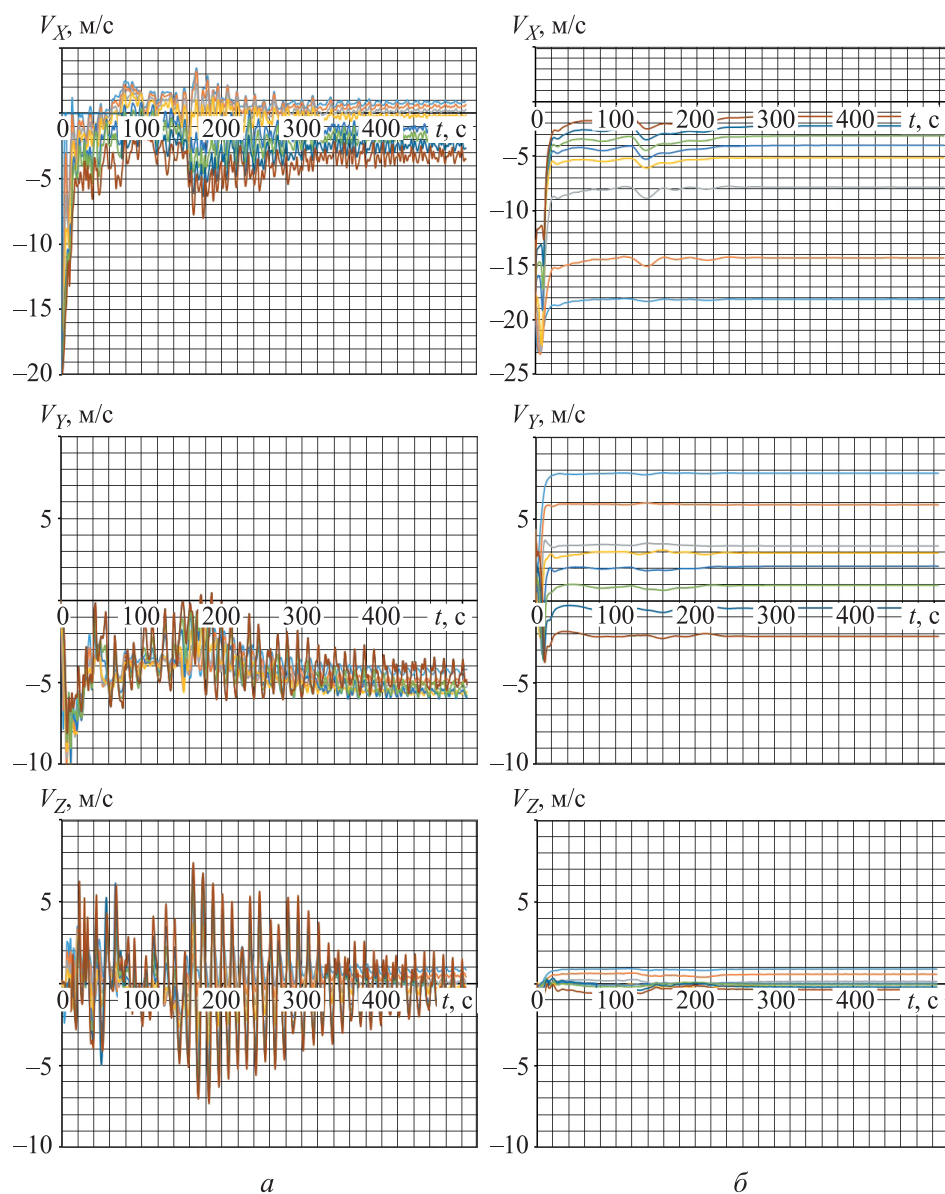


Рис. 10. Результаты расчетов составляющих скорости воздушного потока (V_x , V_y , V_z) в восьми контрольных точках в зонах ВППл, расположенных на кормовой (а) и носовой (б) частях корабля

Каждый корабль имеет свою архитектуру надстроек и положения ВППл. Картины обтекания кораблей индивидуальны и могут быть раз-

личны при одинаковых характеристиках набегающего воздушного потока. При моделировании взлета и посадки вертолета на ВППл корабля целесообразно учитывать возмущенный воздушный поток, рассчитанный под конкретный корабль.

Существенную корректировку в обтекание корабля и изменение скоростей возмущенного воздушного потока в области ВППл может внести наличие качки корабля. Учет данного явления требует дополнительного исследования.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Петросян Э.А. Аэродинамика соосного вертолета. М., Полигон-пресс, 2004.
- [2] Сокоиков Ю.Г. Применение вертолетов на авианесущих кораблях. М., Военное изд-во, 1989.
- [3] Taymourtash N., Zagaglia D., Zanotti A., et al. Experimental study of a helicopter model in shipboard operations. *Aerosp. Sc. Technol.*, 2021, vol. 115, no. 2, art. 106774. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106774>
- [4] Shuka S., Singh S.N., Sinha S.S., et al. A conceptual method to assess ship-helicopter dynamic interface. *Proc. Inst. Mech. Eng. G*, 2020, vol. 234, no. 5, pp. 1092–1116. DOI: <https://doi.org/10.1177/0954410019896741>
- [5] Wall A., Thornhill E., Barber H., et al. Experimental investigations into the effect of at-sea conditions on ship airwake characteristics. *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.*, 2022, vol. 223, art. 104933. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2022.104933>
- [6] Гузеев А.С., Морозова Е.А., Рудниченко А.А. Исследование структуры воздушного потока вблизи надводной части судна. *Труды Крыловского государственного научного центра*, 2024, т. 2, № 408, с. 53–58. EDN: KJUCWP
- [7] Zhu N., Zhang Z., Gnanamanickan E., et al. Dynamics of large-scale flow structures within ship airwakes. *AIAA Scitech Forum*, 2022, art. 2532. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2022-2532>
- [8] Вышинский В.В., Корняков А.А., Судаков Г.Г. Исследование вихревого следа за авианесущим кораблем. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2011, № 172, с. 27–33. EDN: OUWNAP
- [9] Вышинский В.В., Корняков А.А., Свириденко Ю.Н. Моделирование возмущенного поля скоростей в окрестности вертолетоносца типа «Мистраль». *Труды МФТИ*, 2014, т. 6, № 2, с. 114–121. EDN: SFRFCH
- [10] Босняков И.С., Корняков А.А., Судаков Г.Г. Расчет поля скоростей в окрестности корабля при его движении, наличии градиентного ветра и качки. *Труды МФТИ*, 2015, т. 7, № 1, с. 28–35. EDN: TTMQKD
- [11] Yuan W., Wall A., Thornhill E., et al. CFD aided ship design and helicopter operation. *J. Mar. Sc. Eng.*, 2022, vol. 10, no. 9, art. 1304. DOI: <https://doi.org/10.3390/jmse10091304>

- [12] Gnanamanickan E., Zhang Z., Seth D., et al. Structure of the ship airwake in a simulated atmospheric boundary layer. *AIAA Aviation Forum*, 2022, art. 2702. DOI: <http://doi.org/10.2514/6.2020-2702>
- [13] Dacheng S., Guohua X., Shuilin H., et al. Numerical investigation of rotor loads of a shipborne coaxial-rotor helicopter during a vertical landing based on moving overset mesh method. *Eng. Appl. Comput. Fluid Mech.*, 2019, vol. 13, no. 1, pp. 309–326. DOI: <https://doi.org/10.1080/19942060.2019.1585390>
- [14] Roper D.M., Owen I., Padfield G.D. Integrating CFD and piloted simulation to quantify ship-helicopter operating limits. *Aeronaut. J.*, 2006, vol. 110, no. 1109, pp. 419–428. DOI: <http://doi.org/10.1017/S0001924000001329>
- [15] Forrest J.S., Hodge S.J., Owen I., et al. An investigation of ship airwake phenomena using time-accurate CFD and piloted helicopter flight simulation. *Proc. 34th European Rotorcraft Forum*, 2008. URL: https://www.academia.edu/18060163/An_investigation_of_ship_airwake_phenomena_using_time_accurate_CFD_and_piloted_helicopter_flight_simulation (дата обращения: 15.12.2025).
- [16] Wang Y., White M., Owen I., et al. Effects of visual and motion cues in flight simulation of ship-borne helicopter operations. *CEAS Aeronaut. J.*, 2013, vol. 4, no. 4, pp. 385–396. DOI: <http://doi.org/10.1007/s13272-013-0085-9>
- [17] Moon J., Domercant J.C., Marvis D.N. A simplified approach to assessment of mission success for helicopter landing on a ship. *Int. J. Control Autom. Syst.*, 2015, vol. 13, no. 3, pp. 680–688. DOI: <http://doi.org/10.1007/s12555-013-0092-y>
- [18] Forrest J., Kaaria C., Owen I. Evaluating ship superstructure aerodynamics for maritime helicopter operations through CFD and flight simulation. *Aeronaut. J.*, 2016, vol. 120, no. 1232, pp. 1578–1603. DOI: <http://doi.org/10.1017/aer.2016.76>
- [19] Scott P., Kelly M., White M.D., et al. Using piloted simulation to measure pilot workload of landing a helicopter on a small ship. *European Rotorcraft Forum*, 2017. URL: <https://livrepository.liverpool.ac.uk/3009013> (дата обращения: 15.12.2025).
- [20] Forrest J.S., Owen I., Padfield G., et al. Ship-helicopter operating limits prediction using piloted flight simulation and time-accurate airwakes. *J. Aircr.*, 2012, vol. 49, no. 4, pp. 1020–1031. DOI: <http://doi.org/10.2514/1.C031525>
- [21] Kelly M.F., White M.D., Owen I., et al. Piloted flight simulation for helicopter operation to the Queen Elizabeth class aircraft carriers. *43 European Rotorcraft Forum and 28 Society of Flight Test Engineers European Chapter Symposium*, 2017. DOI: <http://doi.org/10.2514/1.C035733>
- [22] Watson N., Owen I., White M.D. Evaluating the effect of frigate hangar shape modifications on helicopter recovery using piloted flight simulation. *Proc. Inst. Mech. Eng. G*, 2024, vol. 239, no. 1, pp. 27–45. DOI: <http://doi.org/10.1177/09544100241282718>

Баклан Сергей Андреевич — инженер-конструктор 1-й категории отделения аэродинамики АО «НЦВ им. М.Л. Миля и Н.И. Камова» (Российская Федерация, 140070, Московская обл., г. Люберцы, пгт. Томилино, ул. Гаршина, д. 26/1); аспирант кафедры «Проектирование вертолетов» МАИ (Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское ш., д. 4).

Шомов Александр Иванович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Проектирование вертолетов» МАИ (Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское ш., д. 4).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Баклан С.А., Шомов А.И. Некоторые вопросы моделирования взлета и посадки на палубу корабля вертолета соосной схемы. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2026, № 1 (156), с. 4–21. EDN: FMYNMM

**SOME ISSUES OF MODELING THE TAKE-OFF AND LANDING
COAXIAL HELICOPTER ON THE DECK OF THE SHIP**

S.A. Baklan^{1,2}

sergeibaclan@yandex.ru

A.I. Shomov²

mai.kaf102.shomov@mail.ru

¹ National Helicopter Center Mil & Kamov, Tomilino, Lyubertsy,
Moscow Region, Russian Federation

² MAI, Moscow, Russian Federation

Abstract

The article discusses the features of take-off and landing of a coaxial helicopter on the deck of a ship. Taking into account such features is necessary to refine the mathematical model of the flight dynamics of a coaxial helicopter, which is used as part of the software and mathematical support of the flight simulator. The requirements for shipboard helicopters in terms of flight data necessary to ensure flight safety in the area of the ship's runway are given. The approaches to modeling ship flow are analyzed: testing of a scale model of a ship in a wind tunnel, numerical modeling of ship airflow. The effect of the ship's pitching on the structure of the airflow in the runway area is shown. The method of inclusion of the ship pitching in the study of the runway airflow on a ship model in a wind tunnel is considered. A brief overview of the methods of investigation in the wind tunnel of the mutual influence between the ship and the helicopter, when performing take-off and landing operations in the area of

Keywords

*Coaxial rotor, helicopter, ship,
aerodynamics, dynamic flight*

the ship's runway. The calculation of the non-stationary velocity field of the airflow in the area of the ship's runway is performed without taking into account pitching by numerical simulation of a full-size model of a ship of arbitrary shape. The purpose of the work is to evaluate the characteristics of the disturbed airflow in the area of the ship's runway and to form a method for calculating the velocity fields of the disturbed flow in the area of the ship's runway

Received 12.02.2025

Accepted 30.09.2025

© Author(s), 2026

REFERENCES

- [1] Petrosyan E.A. Aerodinamika soosnogo vertoleta [Aerodynamics of a coaxial helicopter]. Moscow, Poligon-Press Publ., 2004.
- [2] Sokovikov Yu.G. Primenenie vertoletov na avianesushchikh korablyakh [Use of helicopters on aircraft carriers]. Moscow, Voennoe izd-vo Publ., 1989.
- [3] Taymourtash N., Zagaglia D., Zanolini A., et al. Experimental study of a helicopter model in shipboard operations. *Aerosp. Sc. Technol.*, 2021, vol. 115, no. 2, art. 106774. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.ast.2021.106774>
- [4] Shuka S., Singh S.N., Sinha S.S., et al. A conceptual method to assess ship-helicopter dynamic interface. *Proc. Inst. Mech. Eng. G*, 2020, vol. 234, no. 5, pp. 1092–1116. DOI: <https://doi.org/10.1177/0954410019896741>
- [5] Wall A., Thornhill E., Barber H., et al. Experimental investigations into the effect of at-sea conditions on ship airwake characteristics. *J. Wind Eng. Ind. Aerodyn.*, 2022, vol. 223, art. 104933. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2022.104933>
- [6] Guzeev A.S., Morozova E.A., Rudnichenko A.A. Investigation of air flow structure around ship hull. *Trudy Krylovskogo gosudarstvennogo nauchnogo tsentra* [Transactions of the Krylov State Research Centre], 2024, vol. 2, no. 408, pp. 53–58 (in Russ.). EDN: KJUCWP
- [7] Zhu N., Zhang Z., Gnanamanickan E., et al. Dynamics of large-scale flow structures within ship airwakes. *AIAA Scitech Forum*, 2022, art. 2532. DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2022-2532>
- [8] Vyshinskiy V.V., Korniyakov A.A., Sudakov G.G. Investigation of the vortex wake behind aircraft-carrier. *Nauchnyy vestnik MGTU GA* [Civil Aviation High Technologies], 2011, no. 172, pp. 27–33 (in Russ.). EDN: OUWNAP
- [9] Vyshinskiy V.V., Korniyakov A.A., Sviridenko Yu.N. Simulation of disturbed field of velocities in the vicinity of helicopter-carrier type “Mistral”. *Trudy MFTI* [Proceedings of Moscow Institute of Physics and Technology], 2014, vol. 6, no. 2, pp. 114–121 (in Russ.). EDN: SFRFCH
- [10] Bosnyakov I.S., Korniyakov A.A., Sudakov G.G. Calculation of the field of velocities in the vicinity of the ship during its movement, presence of wind gradient and waves. *Trudy MFTI* [Proceedings of Moscow Institute of Physics and Technology], 2015, vol. 7, no. 1, pp. 28–35 (in Russ.). EDN: TTMQKD

- [11] Yuan W., Wall A., Thornhill E., et al. CFD Aided ship design and helicopter operation. *J. Mar. Sc. Eng.*, 2022, vol. 10, no. 9, art. 1304. DOI: <https://doi.org/10.3390/jmse10091304>
- [12] Gnanamanickan E., Zhang Z., Seth D., et al. Structure of the ship airwake in a simulated atmospheric boundary layer. *AIAA Aviation Forum*, 2022, art. 2702. DOI: <http://doi.org/10.2514/6.2020-2702>
- [13] Dacheng S., Guohua X., Shuiling H., et al. Numerical investigation of rotor loads of a shipborne coaxial-rotor helicopter during a vertical landing based on moving overset mesh method. *Eng. Appl. Comput. Fluid Mech.*, 2019, vol. 13, no. 1, pp. 309–326. DOI: <https://doi.org/10.1080/19942060.2019.1585390>
- [14] Roper D.M., Owen I., Padfield G.D. Integrating CFD and piloted simulation to quantify ship-helicopter operating limits. *Aeronaut. J.*, 2006, vol. 110, no. 1109, pp. 419–428. DOI: <http://doi.org/10.1017/S0001924000001329>
- [15] Forrest J.S., Hodge S.J., Owen I., et al. An investigation of ship airwake phenomena using time-accurate CFD and piloted helicopter flight simulation. *Proc. 34th European Rotorcraft Forum*, 2008. Available at: https://www.academia.edu/18060163/An_investigation_of_ship_airwake_phenomena_using_time_accurate_CFD_and_piloted_helicopter_flight_simulation (accessed: 15.12.2025).
- [16] Wang Y., White M., Owen I., et al. Effects of visual and motion cues in flight simulation of ship-borne helicopter operations. *CEAS Aeronaut. J.*, 2013, vol. 4, no. 4, pp. 385–396. DOI: <http://doi.org/10.1007/s13272-013-0085-9>
- [17] Moon J., Domercant J.C., Marvis D.N. A simplified approach to assessment of mission success for helicopter landing on a ship. *Int. J. Control Autom. Syst.*, 2015, vol. 13, no. 3, pp. 680–688. DOI: <http://doi.org/10.1007/s12555-013-0092-y>
- [18] Forrest J., Kaaria C., Owen I. Evaluating ship superstructure aerodynamics for maritime helicopter operations through CFD and flight simulation. *Aeronaut. J.*, 2016, vol. 120, no. 1232, pp. 1578–1603. DOI: <http://doi.org/10.1017/aer.2016.76>
- [19] Scott P., Kelly M., White M.D., et al. Using piloted simulation to measure pilot workload of landing a helicopter on a small ship. *European Rotorcraft Forum*, 2017. Available at: <https://livrepository.liverpool.ac.uk/3009013> (accessed: 15.12.2025).
- [20] Forrest J.S., Owen L., Padfield G., et al. Ship-helicopter operating limits prediction using piloted flight simulation and time-accurate airwakes. *J. Aircr.*, 2012, vol. 49, no. 4, pp. 1020–1031. DOI: <http://doi.org/10.2514/1.C031525>
- [21] Kelly M.F., White M.D., Owen I., et al. Piloted flight simulation for helicopter operation to the Queen Elizabeth class aircraft carriers. *43 European Rotorcraft Forum and 28 Society of Flight Test Engineers European Chapter Symposium*, 2017. DOI: <http://doi.org/10.2514/1.C035733>
- [22] Watson N., Owen I., White M.D. Evaluating the effect of frigate hangar shape modifications on helicopter recovery using piloted flight simulation. *Proc. Inst. Mech. Eng. G*, 2024, vol. 239, no. 1, pp. 27–45. DOI: <http://doi.org/10.1177/09544100241282718>

Baklan S.A. — Design Engineer, Department of Aerodynamics, National Helicopter Center Mil & Kamov (Garshina ul. 26/1, Tomilino, Lyubertsy, Moscow Region, 140070 Russian Federation); Post-Graduate Student, Department of Helicopter Design, MAI (Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation).

Shomov A.I. — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Helicopter Design, MAI (Volokolamskoe shosse 4, Moscow, 125993 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Baklan S.A., Shomov A.I. Some issues of modeling the take-off and landing coaxial helicopter on the deck of the ship. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2026, no. 1 (156), pp. 4–21 (in Russ.).

EDN: FMYNMM