

УДК 625.717.2:629.561.5+533.683
EDN: KJUCWP

А.С. Гузеев , Е.А. Морозова, А.А. Рудниченко 
ФГУП «Крыловский государственный научный центр», Санкт-Петербург, Россия

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ВОЗДУШНОГО ПОТОКА ВБЛИЗИ НАДВОДНОЙ ЧАСТИ СУДНА

Объект и цель научной работы. Целью работы является проведение сравнительного анализа исследований структуры воздушного потока вблизи взлетно-посадочной вертолетной площадки (ВПП) ледокола экспериментальными и численными методами для обоснования эффективного применения этих методов на различных этапах проектирования надводных объектов морской техники.

Материалы и методы. Экспериментальное исследование структуры воздушного потока над ВПП проводилось в большой аэродинамической трубе замкнутого типа с открытой рабочей частью с эллиптическим поперечным сечением и гидродинамической трубе. Сравнительный анализ выполнен с характеристиками воздушного потока, полученными из решения методом контрольного объема нестационарных уравнений Рейнольдса, замкнутых моделью турбулентности.

Основные результаты. Получены поля скоростей воздушного потока над взлетно-посадочной площадкой ледокола. Результаты численного моделирования обтекания воздушным потоком надводной части судна показали хорошее совпадение с результатами физических экспериментов.

Заключение. При проектировании надводных частей кораблей, судов и средств океанотехники на начальных этапах эффективно использовать численные методы, учитывая их относительную доступность по времени и средствам. Такие оценки позволят проверить достаточное количество вариантов форм надстроек, расположение ВПП для выбора оптимального решения.

Ключевые слова: экспериментальные исследования, численное моделирование, визуализация структуры воздушного потока, проектирование судов.

Авторы заявляют об отсутствии возможных конфликтов интересов.

UDC 625.717.2:629.561.5+533.683
EDN: KJUCWP

A.S. Guzeev , E.A. Morozova, A.A. Rudnichenko 
Krylov State Research Centre, St. Petersburg, Russia

INVESTIGATION OF AIR FLOW STRUCTURE AROUND SHIP HULL

Object and purpose of research. The purpose is to compare air flow patterns near icebreaker's helipad obtained by experimental and numerical methods to promote the effective application of these techniques in various design phases of marine facilities.

Materials and methods. Experimental study of air flow patterns over the helipad was conducted in a large closed-type wind tunnel of elliptical cross-section and a hydrodynamic tunnel. Experimental data are compared with the air flow characteristics obtained using the control volume approach for unsteady RANS closed by the turbulence model.

Main results. Air flow velocity fields over the icebreaker helipad have been obtained. Numerical simulations of air flow around the above-water hull compare well with the results of physical experiments.

Conclusion. Numerical methods are efficient in the early design of ship superstructures and offshore platform topsides being time savers and relatively affordable techniques. This approach enables designers to verify sufficient number of superstructure shapes and helipad locations for finding the optimal solution.

Keywords: experimental study, numerical simulation, air pattern visualization, ship design.

The authors declare no conflicts of interest.

Для цитирования: Гузеев А.С., Морозова Е.А., Рудниченко А.А. Исследование структуры воздушного потока вблизи надводной части судна. Труды Крыловского государственного научного центра. 2024; 2(408): 53–58.

For citations: Guzeev A.S., Morozova E.A., Rudnichenko A.A. Investigation of air flow structure around ship hull. Transactions of the Krylov State Research Centre. 2024; 2(408): 53–58 (in Russian).

Введение

Introduction

При проектировании судов, оснащенных взлетно-посадочной площадкой, конструкторам часто приходится учитывать противоречивые требования, связанные с основными проектными характеристиками судна (корабля) и ограничениями в отношении свободного пространства для летательного аппарата.

Вопрос об улучшении надводной архитектуры новых плавсредств с точки зрения совершенствования их взаимодействия с летательными аппаратами остается открытым. Сильный ветер, существенные поперечные и вертикальные составляющие его скорости, вызванные обтеканием надстроек, значительно усложняют выполнение взлета и посадки вертолета. Надстройки кораблей и судов в виде вертикальных поверхностей создают области пониженного давления и рециркуляционного течения, попав в которые, воздушное судно притянется к надстройке.

Если нет возможности выдержать параметры воздушного потока согласно авиационным нормативным документам, то приходится вводить ограничения на режимы полетов вертолетов. Например, для обеспечения безопасности применения вертолетов типа Ка-27 в условиях неблагоприятного воздушного потока и волнения моря его разработчиком ОАО «Камов» были определены предельные условия их эксплуатации на кораблях и судах [1]. Некоторые ограничения на параметры воздушного потока представлены в табл. 1.

В данной работе проводились исследования структуры воздушного потока над ВПП ледокола в аэродинамической трубе, а также выполнены исследования численными методами. Проведен сравнительный анализ двух методов исследования на

допустимые значения скорости встречного ветра для основных курсовых углов при совершении взлетно-посадочных операций вертолетом Ка-27 (рис. 14).

Экспериментальные исследования структуры потока над взлетно-посадочной площадкой ледокола

Experimental investigations of air flow patterns over icebreaker's helipad

Скосы воздушного потока над ВПП ледокола изменялись в большой аэродинамической трубе при скорости набегающего воздушного потока 30 м/с. Модель, выполненная в масштабе 1:50, располагалась на плоском экране, установленном в среднем по высоте сечении рабочего участка аэродинамической трубы. Измерения проводились с помощью пятиствольного измерительного зонда, позволяющего одновременно фиксировать модуль вектора скорости набегающего воздушного потока и углы скоса в горизонтальной и вертикальной плоскостях [2, 3].

Измерения производились в четырех плоскостях, расположенных над вертолетной площадкой, при следующих курсовых углах относительно ветра: $\beta = 0^\circ$ (ветер с носа ледокола), $\beta = 45^\circ$, $\beta = 90^\circ$, $\beta = 135^\circ$, $\beta = 180^\circ$ (ветер с кормы ледокола). На рис. 1 (см. вклейку) представлена схема расположения точек измерения над ВПП. Выбранные высоты измерений характеристик потока над взлетно-посадочной площадкой перекрывают высоты расположения несущих винтов вертолетов Ми-8, Ми-38, Ка-32, Ка-27.

При угле набегающего потока $\beta = 0^\circ$ основная часть пространства над ВПП находится в отрывной зоне, возникающей непосредственно в носовой части

Таблица 1. Ограничения по скорости набегающего потока при взлетно-посадочных операциях

Table 1. Wind speed limits for helicopter take-off/touch-down operations

№ п/п	Наименование ограничиваемого параметра	Значения ограничения
1	Гидрометеорологические условия выполнения взлетно-посадочных операций	
1.1	Днем Встречная скорость результирующего воздушного потока (РВП) Боковая (попутная) скорость РВП	до 20 м/с до 10 м/с
1.2	Ночью Встречная скорость результирующего воздушного потока Боковая (попутная) скорость РВП	до 15 м/с до 5 м/с

судна, где получены разнознаковые вертикальные скосы потока. При угле набегающего потока $\beta = 90^\circ$ наблюдаются вертикальные скосы, связанные с отрывной зоной, возникающей с борта судна.

При кормовом направлении ветра ($\beta = 180^\circ$) основная часть ВПП находится в зоне обратного потока. В сечении $X = 0, Z = 0$ скосов потока получить не удалось.

Численное моделирование структуры потока над взлетно-посадочной площадкой ледокола

Numerical simulations of air flow patterns over icebreaker's helipad

Численное моделирование в работе проведено URANS методом, являющимся наиболее распространенным в вычислительной гидродинамике. Расчеты были выполнены в пакете вычислительной гидродинамики Star CCM+.

Расчет проводился в соответствии с условиями проведения эксперимента: трехмерная модель выполнена в масштабе 1:50 (рис. 2, см. вклейку), скорость набегающего воздушного потока составляла 30 м/с. Вычисления скоростей воздушного потока над ВПП выполнены при следующих курсовых углах относительно ветра: $\beta = 0^\circ, \beta = 45^\circ, \beta = 90^\circ, \beta = 135^\circ, \beta = 180^\circ$.

Для задачи использована схема второго порядка для дискретизации по пространству. Временной шаг был выбран согласно критерию Куранта – Фридрихса – Леви. В качестве модели турбулентности использована $k-\omega$ SST модель Ментера [5]. На входной границе задавалась скорость потока, на выходной и внешних границах – условие свободно вытекания.

Для численного моделирования обтекания воздушным потоком модели ледокола была построена трехмерная неструктурированная расчетная сетка. В зоне определения полей скоростей, над ВПП, выполнено дополнительное сгущение сетки для достижения приемлемой точности. Безразмерный параметр y^+ на поверхности ледокола – около 60. Итоговая расчетная сетка представлена на рис. 3 (см. вклейку). Количество расчетных ячеек – около 6 млн.

На рис. 4–8 (см. вклейку) представлены особенности обтекания надводной части ледокола, по которым можно оценить размеры отрывных зон над взлетно-посадочной площадкой при различных углах набегающего воздушного потока. Направление воздушного потока показано на рисунках стрелкой.

На рис. 9–14 представлены результаты измерения относительных скоростей в точках над взлетно-посадочной площадкой (рис. 1), полученные численным и экспериментальным методами. Наблюдается

Рис. 9. Значения относительных скоростей воздушного потока в точках измерения над взлетно-посадочной площадкой при $\beta = 0^\circ$ (CFD – Computational Fluid Dynamics, EFD – Experimental Fluid Dynamics)

Fig. 9. Relative air flow velocities in measurement points over helipad at $\beta = 0^\circ$ (CFD – Computational Fluid Dynamics, EFD – Experimental Fluid Dynamics)

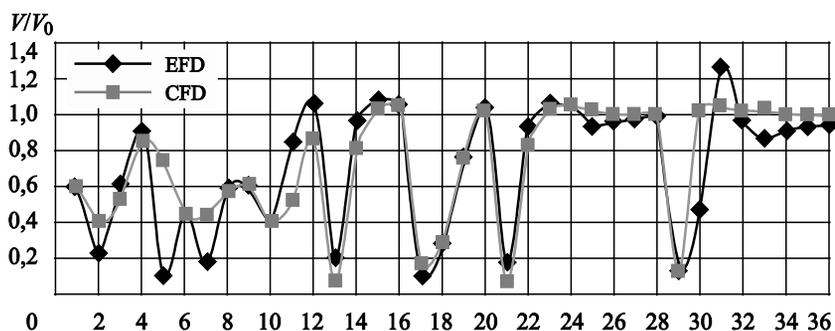
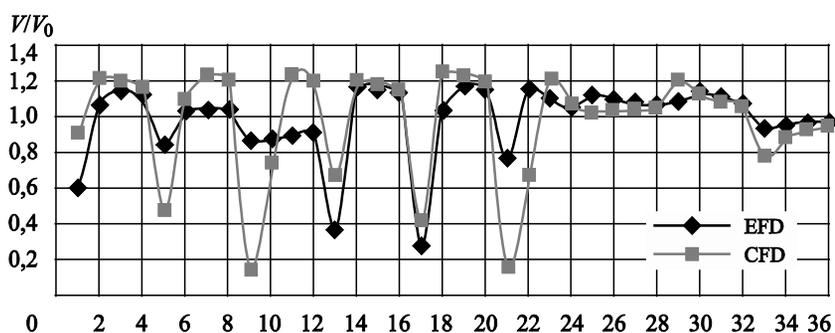


Рис. 10. Значения относительных скоростей воздушного потока в точках измерения над взлетно-посадочной площадкой при $\beta = 45^\circ$

Fig. 10. Relative air flow velocities in measurement points over helipad at $\beta = 45^\circ$



хорошее совпадение численного моделирования обтекания надводной части судна с результатами физического эксперимента по большей части курсовых углов.

Заключение

Conclusion

Проведение модельных испытаний по определению поля скоростей над взлетно-посадочной площадкой вертолета позволяет получить достаточно надежные материалы в необходимом объеме для составления практического руководства по вы-

полнению взлетно-посадочных операций, а также определить допустимые при этом скорости и направления ветра и выбрать в зависимости от этих параметров допустимые по условиям безопасности направления маневрирования вертолета, обеспечить необходимыми исходными данными тренажерные стенды.

Применение же численных методов позволяет на ранних этапах проектирования принимать решения по отработке размещения ВПП на палубе судна с выдачей рекомендаций по совершенствованию архитектурных форм. Результаты численного моделирования обтекания надводной части судна пока-

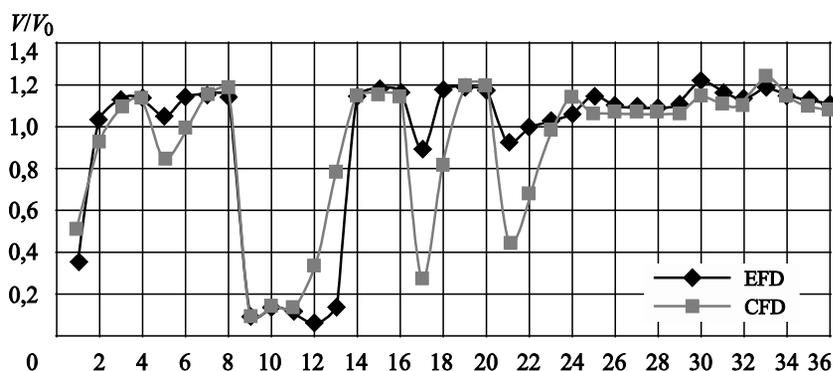


Рис. 11. Значения относительных скоростей воздушного потока в точках измерения над взлетно-посадочной площадкой при $\beta = 90^\circ$

Fig. 11. Relative air flow velocities in measurement points over helipad at $\beta = 90^\circ$

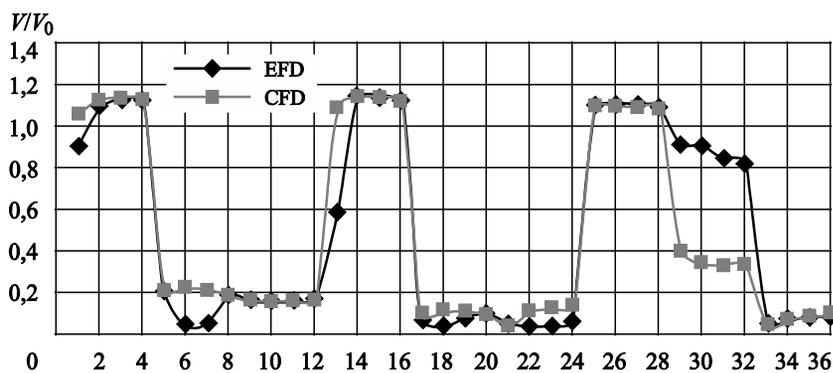


Рис. 12. Значения относительных скоростей воздушного потока в точках измерения над взлетно-посадочной площадкой при $\beta = 135^\circ$

Fig. 12. Relative air flow velocities in measurement points over helipad at $\beta = 135^\circ$

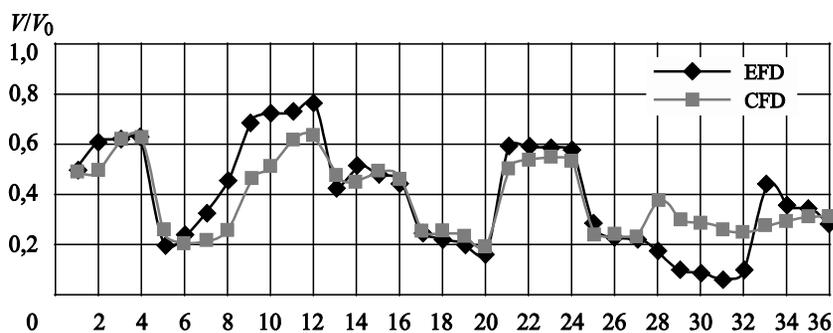


Рис. 13. Значения относительных скоростей воздушного потока в точках измерения над взлетно-посадочной площадкой при $\beta = 180^\circ$

Fig. 13. Relative air flow velocities in measurement points over helipad at $\beta = 180^\circ$

зали хорошее совпадение с результатами физического эксперимента по большей части курсовых углов. Использование CFD-подхода позволяет получить информацию о локальных и интегральных характеристиках потока сразу во всем объеме расчетной области.

Список использованной литературы

1. *Алексеев В.В.* Безопасность полетов вертолетов Ка-27, Ка-32, Ка-29 : [учебно-методическое пособие : в 2 т.]. Москва, 2013. 2 т.
2. A design approach for an icebreaker based on model tests / *K.V. Kurchukov, A.A. Dobrodeev, M.V. Renny, D.V. Fomichev, E.A. Morozova* // Proceedings of 27th International Ocean and Polar Engineering Conference (ISOPE-2017). Cupertino, 2017. Vol. 1. P. ISOPE-I-17-001, p. 1410–1417.
3. *Морозова (Бусоргина) Е.А., Гузеев А.С.* Исследование структуры воздушного потока вблизи надводной части корпусов моделей судов // Труды НИИ ВМС ВУНЦ Военно-морская академия : Научно-технический сборник. Интеллектуальные разработки в интересах строительства и развития ВМФ. Санкт-Петербург : НИИ ОСиС ВМФ ВУНЦ Военно-морская академия, 2016. Инв. № 102288.
4. *Морозова Е.А.* Исследование особенностей обтекания надводных частей объектов морской техники и разработка рекомендаций по уменьшению их задымляемости и улучшению условий эксплуатации летательных аппаратов : дис. ... канд. тех. наук : 05.08.01 / Е.А. Морозова ; Крыловский гос. науч. центр. Санкт-Петербург, 2017. 144 с.
5. *Menter F.R.* Two equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA Journal. 1994. Vol. 32, No. 8. P. 1598–1605. DOI: 10.2514/3.12149.
6. *Гузеев А.С.* Исследование отрывного обтекания судовых конструкций методами визуализации течений // Труды 2-й Международной конференции по морским интеллектуальным технологиям (Моринтех-97). Санкт-Петербург, 1997. Т. 4. С. 159–164.

References

1. *Alekseev V.V.* Flight safety of Ka-27, Ka-32, Ka-29 helicopters [guidance manual: in 2 v.]. Moscow, 2013. 2 v. (in Russian).
2. A design approach for an icebreaker based on model tests / *K.V. Kurchukov, A.A. Dobrodeev, M.V. Renny, D.V. Fomichev, E.A. Morozova* // Proceedings of 27th International Ocean and Polar Engineering Conference (ISOPE-2017). Cupertino, 2017. Vol. 1. P. ISOPE-I-17-001, p. 1410–1417.

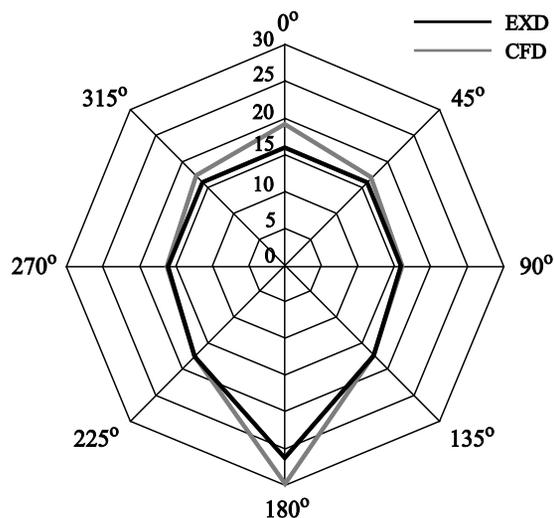


Рис. 14. Ограничения по скорости ветра для вертолета Ка-27

Fig. 14. Wind speed limits for Ka-27 helicopters

3. *Morozova (Busorgina) E.V., Guzeev A.S.* Investigation of air flow patterns near above-water hulls of ships to support take-off/touch-down operations // Proceedings of Naval Operational-Strategic Research Institute : Science & Technical Proceedings. St. Petersburg, 2016 (in Russian).
4. *Morozova E.A.* Investigation of air flow specifics around above-water hulls of marine facilities and elaboration of recommendations for reducing smoke nuisance and improving aircraft operation : Dissertation for the degree of the Candidate of Technical Sciences : 05.08.01 / E.A. Morozova; Krylov State Research Centre, St. Petersburg, 2017. 144 p. (in Russian).
5. *Menter F.R.* Two equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA Journal. 1994. Vol. 32, No. 8. P. 1598–1605. DOI: 10.2514/3.12149.
6. *Guzeev A.S.* Investigation of separation flows around ship structures by current visualization techniques // Proceedings of the 2nd International Conference on Smart Marine technologies (Morintech-97). St. Petersburg, 1997. Vol. 4. P. 159–164 (in Russian).

Сведения об авторах

Гузеев Андрей Сергеевич, ведущий инженер ФГУП «Крыловский государственный научный центр». Адрес: 196158, Россия, Санкт-Петербург, Московское шоссе, д. 44. Тел.: +7 (812) 382-90-14. E-mail: guzas52@mail.ru. <https://orcid.org/0009-0006-6770-7539>.

Морозова Екатерина Андреевна, старший научный сотрудник отдела математического моделирования ФГУП

«Крыловский государственный научный центр». Адрес: 196158, Россия, Санкт-Петербург, Московское шоссе, д. 44. E-mail: guzas52@mail.ru.

Рудниченко Алексей Андреевич, начальник сектора отдела математического моделирования ФГУП «Крыловский государственный научный центр». Адрес: 196158, Россия, Санкт-Петербург, Московское шоссе, д. 44. Тел.: +7 (812) 748-63-19. E-mail: A_Rudnichenko@ksrc.ru. <https://orcid.org/0000-0002-4567-7125>.

About the authors

Andrey S. Guzev, Lead Engineer, Krylov State Research Centre. Address: 44, Moskovskoye sh., St. Petersburg,

Russia, post code 196158. Tel.: +7 (812) 382-90-14. E-mail: guzas52@mail.ru. <https://orcid.org/0009-0006-6770-7539>.

Ekaterina A. Morozova, Senior Researcher of Mathematical Simulation Department, Krylov State Research Centre. Address: 44, Moskovskoye sh., St. Petersburg, Russia, post code 196158. E-mail: guzas52@mail.ru.

Alexey A. Rudnichenko, Head of Sector of Mathematical Simulation Department, Krylov State Research Centre. Address: 44, Moskovskoye sh., St. Petersburg, Russia, post code 196158. Tel.: +7 (812) 748-63-19. E-mail: A_Rudnichenko@ksrc.ru. <https://orcid.org/0000-0002-4567-7125>.

Поступила / Received: 01.03.24

Принята в печать / Accepted: 17.05.24

© Гузев А.С., Морозова Е.А., Рудниченко А.А., 2024

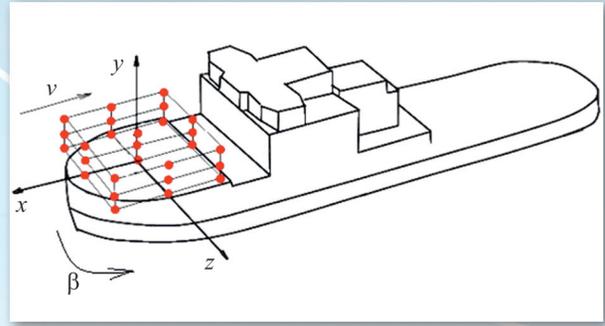


Рис. 1. Общий вид модели ледокола. Точки измерения местных скоростей над взлетно-посадочной площадкой [4]
Fig. 1. General view of the icebreaker model. Measurement points of local velocities over helipad [4]

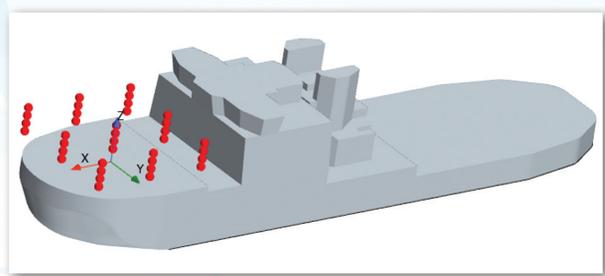


Рис. 2. Точки измерения местных скоростей над взлетно-посадочной площадкой
Fig. 2. Measurement points of local velocities over helipad

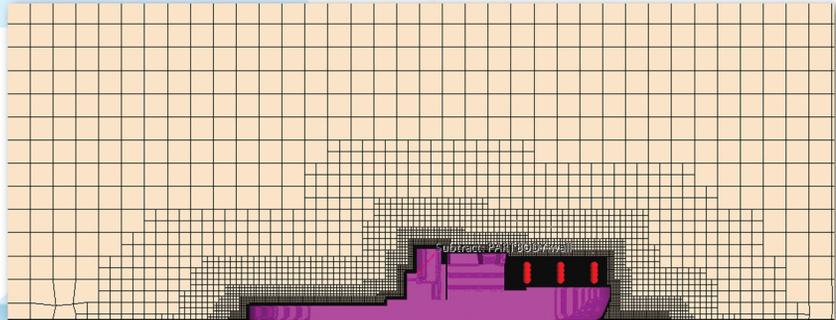


Рис. 3. Расчетная сетка в сечении по диаметральной плоскости
Fig. 3. Computational grid, centerline section

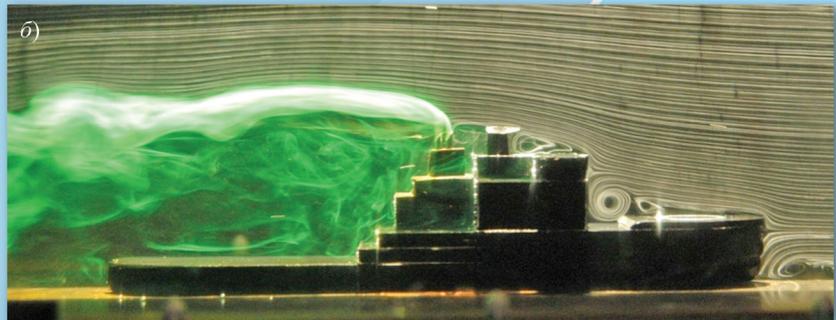
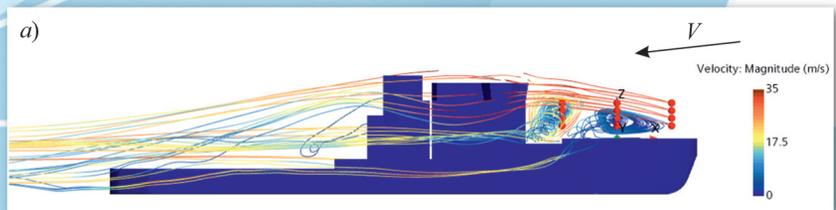


Рис. 4. Сравнение линий тока над вертолетной площадкой при $\beta = 0^\circ$: а) численный метод; б) визуализация структуры воздушного потока над площадкой в гидродинамической трубе [6]
Fig. 4. Comparison of flow lines over helipad at $\beta = 0^\circ$: а) numerical simulation; б) visualization of air pattern over helipad in hydrodynamic tunnel [6]

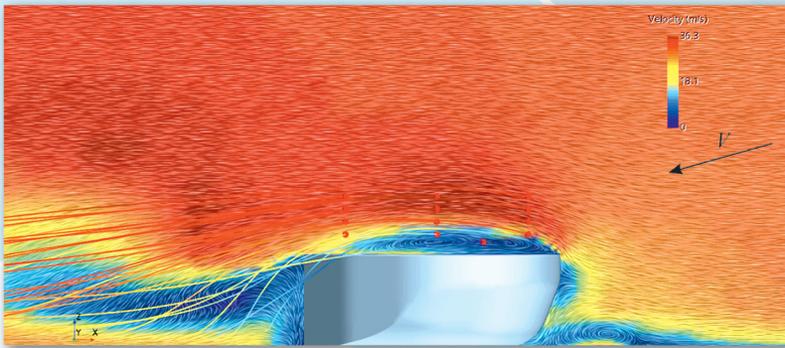


Рис. 5. Линии тока над вертолетной площадкой при $\beta = 45^\circ$

Fig. 5. Flow lines over helipad at $\beta = 45^\circ$

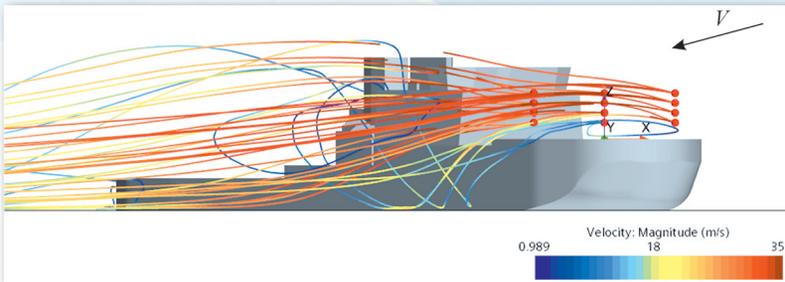


Рис. 6. Линии тока над вертолетной площадкой при $\beta = 90^\circ$

Fig. 6. Flow lines over helipad at $\beta = 90^\circ$

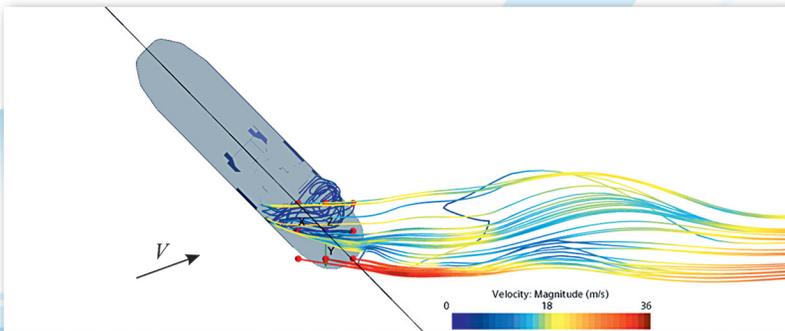
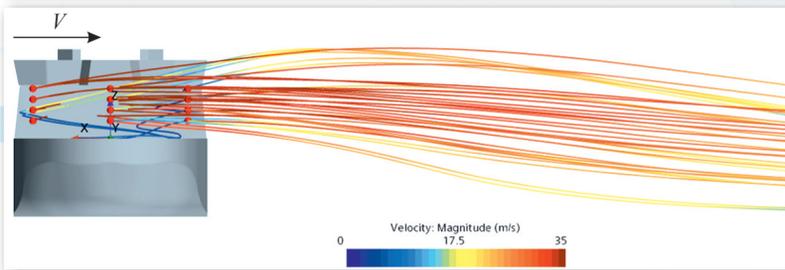


Рис. 7. Линии тока над вертолетной площадкой при $\beta = 135^\circ$

Fig. 7. Flow lines over helipad at $\beta = 135^\circ$

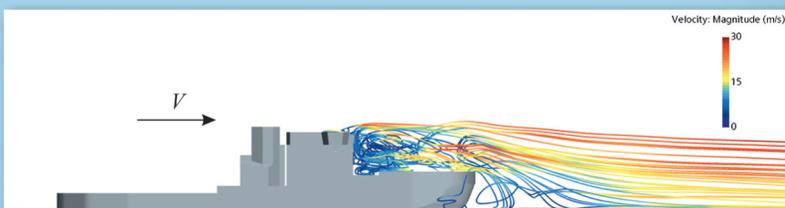


Рис. 8. Линии тока над вертолетной площадкой при $\beta = 180^\circ$

Fig. 8. Flow lines over helipad at $\beta = 180^\circ$

