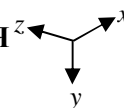


МЕХАНИКА

УДК 532.58

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ МАРШЕВОГО ВИНТА С ЭЛЕМЕНТАМИ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ^{ис. 1} СУДНА НА ВОЗДУШНОЙ ПОДУШКЕ (СВП). АНАЛИЗ АВАРИЙ ДВИЖИТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА СВП пр. А-32



© 2007 г.

С.Г. Дербенев, П.С. Кальясов, А.К. Любимов

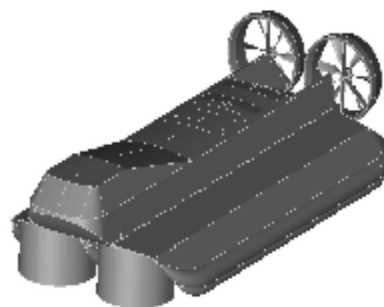
Нижегородский госуниверситет им. Н.И. Лобачевского

vest_nngu@mail.ru*Поступила в редакцию 29.05.2007*

Изложена методика численного определения тяговых характеристик маршевого винта СВП с учетом его аэродинамического взаимодействия с элементами компоновки судна. Методика разработана на многопроцессорном кластере с использованием вычислительного пакета гидрогазодинамики Ansys CFX. Результаты расчетов сопоставлены с физическим экспериментом. Высказано предположение о причинах возникавших аварийных ситуаций на движительном комплексе СВП и даны рекомендации по устранению этих причин.

Введение

В марте – июне 2006 г. при заводских испытаниях амфибийного судна на воздушной подушке пр. А-32 водоизмещением 18 т произошли три последовательные аварии, вызванные разрушением лопастей маршевых винтов. Подобные аварии имели место ранее при эксплуатации серийных малотоннажных катеров на воздушной подушке. При анализе причин аварий было высказано предположение о значительных нестационарных нагрузках, действующих на лопасть винта СВП. Нестационарные нагрузки вызваны особенностями компоновки современных СВП, и в частности аэродинамическим взаимодействием вращающейся лопасти с корпусом СВП и группой пилонов, расположенных непосредственно перед винтом (рис. 1).



Существующие методы определения нагрузок на винт СВП с учетом взаимодействия с аэродинамической компоновкой судна либо ненадежны, либо исключительно затратны. В частности, при стационарных стендовых испытаниях не удастся смоделировать нагрузки на винт в связи с проблемой создания набегающего потока, искаженного взаимодействием с корпусом судна и пилонами.

Применение традиционных расчетных методов, основанных на вихревой теории крыла [1], дает качественный результат, поскольку не учитывает срывной характер течения, вызванный особенностями аэродинамических компоновок современных амфибийных СВП.

Наконец, проведение физического модельного эксперимента в аэродинамической трубе связано с исключительными финансовыми и временными затратами,

обусловленными в первую очередь удручающим состоянием экспериментального аэродинамического оборудования в современной России.

В настоящей работе для исследования аэродинамического взаимодействия маршевого винта СВП с элементами компоновки судна применяется прямой метод математического моделирования, позволяющий описать турбулентный режим течения вязкой жидкости. Реализация метода осуществляется с использованием современного пакета вычислительной гидрогазодинамики Ansys CFX на многопроцессорном вычислительном кластере. В такой полной постановке задача аэродинамики СВП ранее не решалась.

Постановка задачи

Шестилопастный воздушный винт ОВ-121 диаметром 2.5 м вращается с угловой скоростью $\omega = 900 - 1000$ об./мин. Винт расположен в профилированном кольце. Втулка винта зафиксирована группой пилонов (рис. 2). Кольцо с пилонами обтекается воздухом с заданной скоростью потока на бесконечности перед винтом, равной скорости движения СВП (диапазон скоростей от 0 до 90 км/ч). Воздух рассматривается как несжимаемая жидкость. Режим течения – турбулентный.

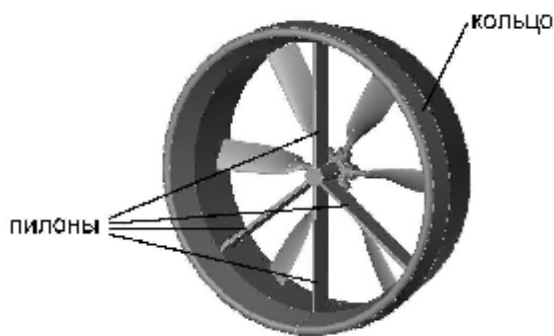


Рис. 2

Движение воздуха описывается следующей системой уравнений [1]:

$$\nabla \cdot \bar{V} = 0, \tag{1}$$

$$\rho \frac{d\bar{V}}{dt} = -\nabla p - \frac{2}{3} \nabla (\mu_e \nabla \cdot \bar{V}) + 2 \nabla \cdot (\mu_e \text{def} V),$$

$$\text{def} V \equiv \frac{1}{2} \left(\frac{\partial V_i}{\partial x_j} + \frac{\partial V_j}{\partial x_i} \right) \tag{2}$$

$$\rho \kappa \nabla \cdot (\bar{V}) = \mu_t \Delta \kappa + \mu_t \Phi - \rho \varepsilon, \tag{3}$$

$$\rho \varepsilon \nabla \cdot (\bar{V}) = \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \Delta \varepsilon + C_{1\varepsilon} \mu_t \frac{\varepsilon}{\kappa} \Phi - C_2 \rho \frac{\varepsilon^2}{\kappa},$$

$$\mu_e = \mu + \mu_t,$$

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{\kappa^2}{\varepsilon}, \quad k_e = k + k_t,$$

$$k_t = \frac{\mu_t c_p}{Pr_t}, \quad \Phi = \frac{\partial V_i}{\partial j} \left(\frac{\partial V_i}{\partial j} + \frac{\partial V_j}{\partial i} \right),$$

где ρ – плотность газа, V_x, V_y, V_z – проекции вектора скорости жидкости, p – давление в жидкости, μ – физическая (ламинарная) вязкость, μ_t – турбулентная вязкость, μ_e – эффективная вязкость, k – коэффициент теплопроводности, k_t – турбулентная теплопроводность, κ – кинетическая энергия турбулентности, ε – скорость диссипации кинетической энергии турбулентности, $C_\mu, C_{1\varepsilon}, C_2, \sigma_\varepsilon$ – эмпирические константы к – ε -модели, $C_\mu = 0.09, C_{1\varepsilon} = 1.44, C_2 = 1.92, \sigma_\varepsilon = 1.3, Pr_t$ – турбулентное число Прандтля, $Pr_t = 0.9$.

В уравнениях неразрывности (1), импульсов (2) и уравнениях к – ε -модели (3) неизвестными являются функции V_x, V_y, V_z, p, κ и ε .

Решение задачи

Изначально требовалось решить ряд проблем, связанных с реализацией физической и математической постановки задачи. Наиболее важные из них это:

- размеры расчетной области и размеры элементов в разных зонах течения;
- выбор рациональных численных алгоритмов;
- выбор типов интерфейсов, сопрягающих закрученную и незакрученную зоны течения;
- выбор модели турбулентности (изначально исследования проводились с к – ε -моделью);
- выбор граничных условий на внешней границе расчетной области;
- рациональное описание пограничного слоя на лопастях, кольце, пилонах.

Для решения этих проблем в ходе выполнения работы были проведены обширные численные исследования, часть которых привела к отрицательным результатам. Отметим наиболее значимые, результативные этапы исследований, которые, в конечном

счете, позволили сформировать рациональный метод расчета аэродинамического взаимодействия винта с элементами компоновки.

1. Исследовано пространственное обтекание одной лопасти воздушного винта вихревым потоком воздуха. Результаты решения этой задачи позволили выбрать размеры расчетной области, установить вид дальних граничных условий, установить оптимальные размеры ячеек сетки и связанный с размерами тип элементов (призматические на лопасти и вблизи нее, тетраэдрические в дальней зоне течения). Сжимаемость воздуха не влияет на работу винта при рассматриваемом диапазоне скоростей вращения.

2. Решены задачи обтекания решетки профилей, образованной пересечением развертки цилиндра разных радиусов с осями, совпадающими с осью вращения винта. Решение этой задачи позволило скорректировать число элементов по хорде лопасти и отработать применение периодических граничных условий в турбулентных задачах.

3. Исследована пространственная задача обтекания одной лопасти, находящейся в секторе 60° с периодическими граничными условиями на гранях сектора. По результатам этих исследований принято решение о смене модели турбулентности $k - \varepsilon$ на модель $k - \omega$ или транспортную модель.

Для построения рационального и эффективного алгоритма по расчету взаимодействия маршевого винта и компоновки в нестационарной постановке проводились следующие поисковые работы.

4. Влияние пилонов и корпуса моделировалось как разрыв в поле скоростей набегающего потока ($V = 0$). В этом случае входная граница расчетной области располагалась близко к диску винта. Чтобы смоделировать скорость на входной границе, использовались результаты расчетов, описанных ранее (п. 1–3). Результаты этого этапа работы позволили сформировать структуру сетки между пилонами и диском винта, а также установить алгоритм адвекции для решения задачи со срывами во вращающихся областях. Рациональный алгоритм должен базироваться на схемах «против потока» второго порядка точности [4].

5. Проводилось решение задачи на цилиндрической развертке расчетной области с деформацией сетки. Целью этой работы являлось изучение влияния профилировки

пилонов на величины пульсационных нагрузок, действующих на лопасть винта. В проведенных расчетах это влияние не обнаруживается.

Результатом проведенных расчетов была следующая методика. В качестве расчетной области взят цилиндр (рис. 3, вид сбоку).

При решении в области А используется принцип обращения движения: лопасти неподвижны, воздух закручен вокруг винта с угловой скоростью ω . На общих границах областей А и В выполняется непрерывность скоростей прямого и обращенного движения.

Диаметр цилиндра равен двум диаметрам винта, высота равна шести диаметрам. Количество элементов по хорде лопасти – 30, по размаху – 100.

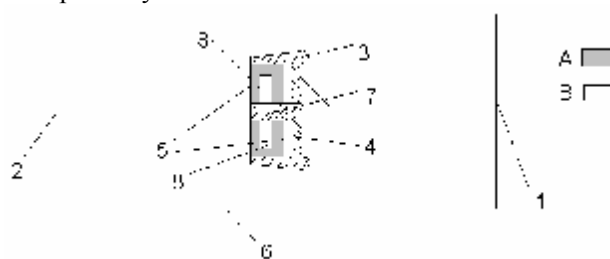


Рис. 3. 1 – вход, 2 – выход, 3 – профилированное кольцо, 4 – пилоны, 5 – общие границы областей А и В, 6 – боковая поверхность цилиндра, 7 – втулка, 8 – лопасти

Гидродинамическими граничными условиями для системы уравнений являются:

- на входе – скорость набегающего потока V_x (скорость движения СВП), $V_y = 0$ м/с, $V_z = 0$ м/с или давление $p = 0$ Н/м² (работа винта «на стопе»);
- условия прилипания $V_x = 0$ м/с, $V_y = 0$ м/с, $V_z = 0$ м/с на поверхности винта;
- условия прилипания на поверхности кольца и пилонов $V_x = 0$ м/с, $V_y = 0$ м/с, $V_z = 0$ м/с в области В. Вращение кольца вместе с газом в области А;
- условия на выходной границе: среднее давление $p = 0$ Н/м²;
- условие на боковой поверхности расчетной области $p = 0$ Н/м².

Уравнения движения жидкости решались численно методом конечных объемов. При построении расчетной сетки использовался пакет ICEM CFD. Особенностью этого пакета является его блочная структура. Область разбивается на блоки, в каждом из которых строится семейство координатных линий. Сгенерированная сетка называется структурированной. Основная проблема заключается в том, что сложную геометрию трудно описать блочной структурой. С другой стороны, подобные сетки довольно просто модифицировать, меняя количество элементов

как в целом, так и в отдельных направлениях. При незначительном изменении геометрии перестроение сетки не вызывает затруднений. Пакет содержит алгоритмы построения неструктурированных сеток. В этом случае необходимо задать лишь размеры элементов и сгущение сетки к определенным объектам. Для описания пограничного слоя существует возможность построения призматических слоев заданной высоты в пристеночных областях.

При решении уравнений методом конечных объемов нет различия между структурированными и неструктурированными сетками в плане сходимости. Однако на структурированных сетках задача решается в 2–2.5 раза быстрее, чем на неструктурированных, при одинаковом количестве узлов.

Данная задача решалась на сетках различной структуры и мелкости разбиения. Установлены размеры расчетной области и ячеек сетки, позволяющие минимизировать затраты компьютерных ресурсов. Полученное вблизи винта решение согласуется с экспериментом и не противоречит теоретическим расчетам.

Результаты вычислительных экспериментов

Численное моделирование проводилось с использованием пакета гидрогазодинамики Ansys CFX. Ниже приведены результаты, полученные на сетках 800 000–1 000 000 узлов.

При решении использовался многопроцессорный вычислительный кластер. Расчет одного варианта на 8 процессорах (один вычислительный узел) занимает от 1 до 8 суток. В класс-терном режиме задача решается в 2.5 раза быстрее.

На боковой поверхности цилиндра рассматривались два основных типа граничных условий: задание скоростей (винт располагался в трубе) или давлений (возмущения на поверхности цилиндра успокаиваются). Изменение граничных условий слабо влияет как на сходимость задачи, так и на решение вблизи винта.

Численное решение для винта с кольцом согласуется с экспериментальными данными [5]. На рис. 4 приведена тяга двух винтов в зависимости от скорости набегающего потока.

В результате решения получены поля скоростей и давлений вблизи винта.

Аэродинамические нагрузки на лопасть являются исходными данными для прочностных расчетов. На рис. 5 приведено

поле давлений на лопасть. Величины касательных напряжений по сравнению с давлением пренебрежимо малы, что позволяет грубо рассчитывать пограничный слой с целью экономии компьютерных ресурсов. Для хорошего описания пограничного слоя необходимо измельчить сетку вблизи лопасти в 50–100 раз. Подобные вычисления проводились в постановках 1–3.

В ходе решения задачи варьировались скорость набегающего потока, частота вращения и углы установки лопаток винта. Изменение этих параметров соответствует изменению угла атаки. На определенных режимах работы были обнаружены срывные течения у задней кромки лопасти. По результатам решения на СВП был уменьшен угол установки лопаток и увеличены обороты винта. На рис. 6 представлено поле скоростей при безотрывном обтекании.

Периодические нагрузки были получены в результате решения нестационарной задачи. В такой постановке решение требует больших временных затрат (1–1.5 недели непрерывного счета для расчета одного варианта). Задание в качестве начальных условий решения, полученного в статике, уменьшает время счета в 2 раза.

Периодичность нагрузок связана с затенением винта корпусом и пилонами. В обращенном движении скорость набегающего на лопасть потока складывается из двух составляющих: от вращения винта ωR и скорости набегающего потока V (связана со скоростью катера и скоростью, вызванной вращающимся винтом [1]). Скорость V меняется от 60 м/с до 0 при прохождении пилонов, вследствие чего меняется угол атаки, а значит, и подъемная сила (тяга винта).

На рис. 7 приведен график силы, действующей на лопасть, полученной при решении нестационарной задачи аэродинамики винта в составе с пилонами. Здесь каждый пик соответствует приближению лопасти к пилону.

Кроме того, получено качественное решение задачи о работе винта в составе всей компоновки. Совместная работа двух винтов увеличивает статические нагрузки. Затенение корпусом играет существенную роль при изменении нагрузок на лопасти.

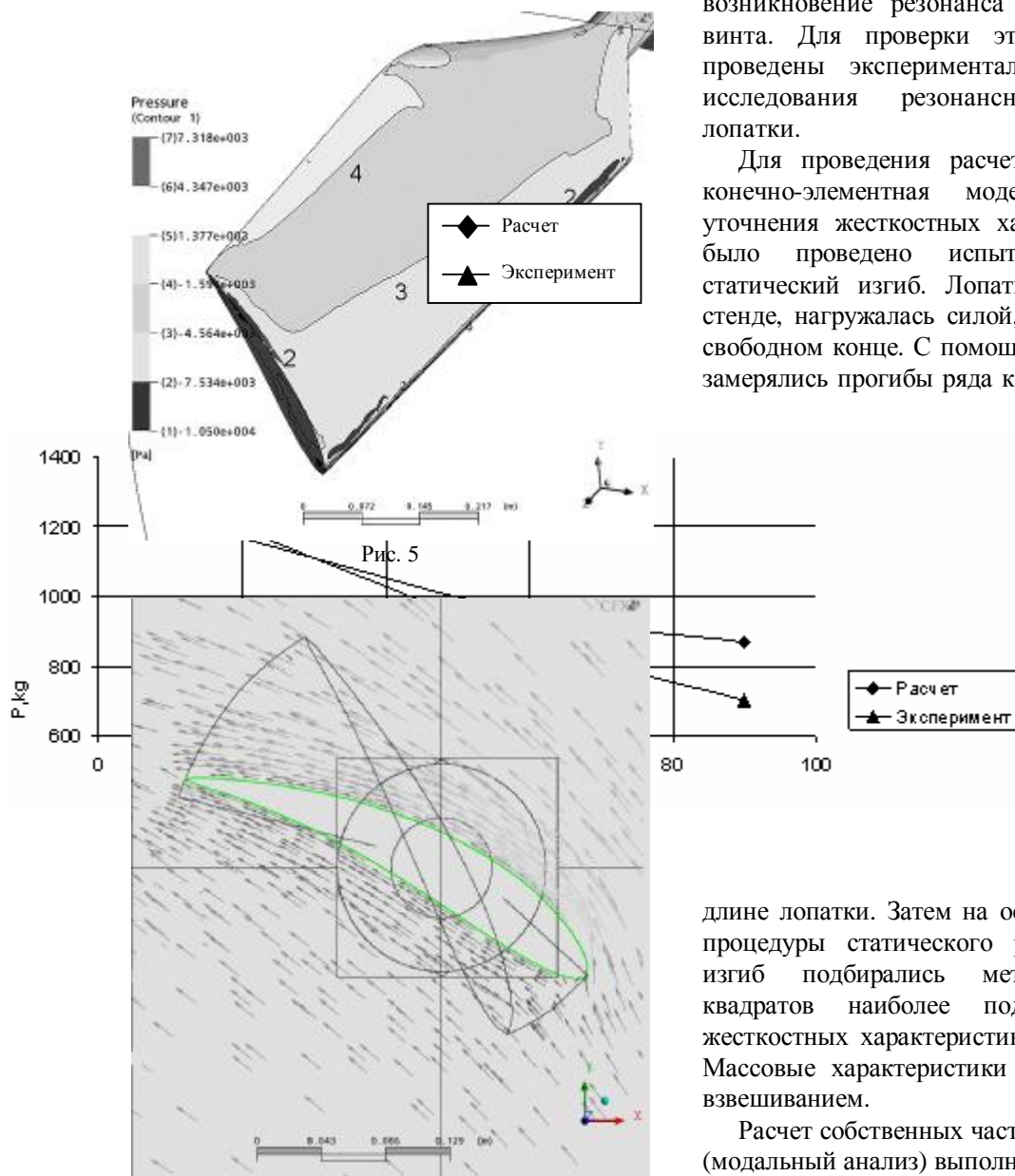


Рис. 5

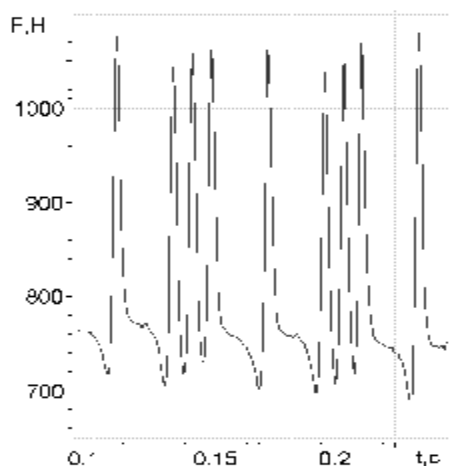


Рис. 6

Анализ резонансных характеристик лопатки винта. Вероятная причина аварий

Вероятной причиной аварий могло стать возникновение резонанса лопаток маршевого винта. Для проверки этой гипотезы были проведены экспериментальные и расчетные исследования резонансных характеристик лопатки.

Для проведения расчетов была построена конечно-элементная модель лопатки. Для уточнения жесткостных характеристик модели было проведено испытание лопатки на статический изгиб. Лопатка, закрепленная на стенде, нагружалась силой, приложенной на ее свободном конце. С помощью лазерного уровня замерялись прогибы ряда контрольных точек по

длине лопатки. Затем на основе этих данных и процедуры статического расчета лопатки на изгиб подбирались методом наименьших квадратов наиболее подходящие значения жесткостных характеристик материала лопатки. Массовые характеристики лопатки уточнялись взвешиванием.

Расчет собственных частот и форм колебаний (модальный анализ) выполнялся в системе Ansys блочным методом Ланцоша. Экспериментальное исследование резонансных частот и форм колебаний проводилось на вибростенде при действии гармонического нагружения с амплитудой ускорения 9.81 м/с^2 при плавном медленном изменении частоты в диапазоне 10–300 Гц.

Экспериментальные и расчетные значения первых четырех резонансных частот приведены в таблице. Как видно, теоретические и экспериментальные значения частот достаточно

хорошо совпадают. То же можно сказать и для первых четырех форм колебаний.

Таблица

№ формы	Собственная частота (Гц)	
	Эксперимент	Расчет
1	27.8	23.5
2	37.6	48.0
3	101.0	103.3
4	153.0	121.6

Частота нестационарной составляющей аэродинамической нагрузки в исходном варианте конструкции СВП, как видно из графика рис. 5, лежит в диапазоне 100–110 Гц, следовательно, на третьей собственной частоте (изгибно-крутильной) мог возникнуть резонанс, являвшийся причиной аварий.

На основании результатов расчетов разработан направляющий аппарат, состоящий из 14 пилонов (4 несущих и 10 аэродинамических). По данным расчетов, применение такого устройства позволит на 25% снизить амплитуды пульсационных нагрузок и повысить их частоту до 220–250 Гц и тем самым избежать резонанса. Этот аппарат установлен на СВП пр. А-32.

Выводы

1. Разработан метод расчета воздушного винта СВП в составе компоновки судна. В ходе

отработки метода исследовано влияние размеров расчетной области, граничных условий, размеров элементов и их видов, установлены алгоритмы решения и модель турбулентности. Полученное решение стыкуется с физическим экспериментом.

2. По результатам численного исследования изменены углы установки лопастей, спроектирован направляющий аппарат, позволяющий на 25% снизить амплитуды пульсационных нагрузок на винт. Эти нововведения реализованы на СВП пр. А-32. По результатам навигации 2007 г. (маршрут Н. Новгород – Петрозаводск – Архангельск) претензий к работе движительного комплекса не предъявлено.

3. Результаты проведенной работы свидетельствуют о перспективности применения пакетов вычислительной механики к задачам транспортных технологий, машиностроения, и в частности задачам скоростного судостроения.

Задача выполнена на вычислительном оборудовании с использованием лицензионного программного обеспечения, приобретенных ННГУ им. Н.И. Лобачевского в рамках Национального проекта «Образование».

Список литературы

SIMULATION OF INTERACTION BETWEEN THE CRUISE PROPELLER AND AERODYNAMIC PARTS OF AN AIR-CUSHION VEHICLE (ACV). ANALYSIS OF FAULTS OF THE CRUISING ASSEMBLY OF PROJECT A-32 ACV

S.G. Derbenev, P.S. Kalyasov, A.K. Lyubimov

We outline a technique for numerical evaluation of parameters of the ACV cruising propeller taking into account its interaction with aerodynamic parts of the vehicle. The method is developed on the basis of the Ansys CFX fluid dynamics software package run on a multiprocessor cluster. The numerical results are compared with physical experiment. An assumption on the origins of the ACV cruising-assembly faults is put forward. The ways for eliminating these problems are recommended.

1. Ветчинкин В.П., Поляхов Н.Н. Теория и расчет воздушного гребного винта. – М.: Государственное издательство оборонной промышленности, 1940.

2. Рейнольдс А.Дж. Турбулентные течения в инженерных приложениях: Пер. с англ. – М.: Энергия, 1979.

3. Флетчер К. Вычислительные методы в динамике жидкостей. – М.: Мир, 1991.

4. Пейре Э., Тейлор Т. Вычислительные методы в задачах механики жидкости. – Л.: Гидрометеиздат, 1986. – Т. 1. – С. 365.

5. Судостроительная промышленность: Сборник. Сер. ПС. – Л., 1988. – Вып. 7. – С. 3–7.