

УДК 629.5.018.71

В.Г. Белинский, В.А. Кочин, В.В. Мороз

**ОПЫТ ИССЛЕДОВАНИЯ ЗАДАЧ АЭРОДИНАМИКИ
МЕТОДАМИ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА**

На конкретных примерах демонстрируются преимущества гидродинамических методов определения аэродинамических характеристик быстроходных судов. Акцентируется внимание на особенностях определения аэродинамических характеристик быстроходных судов, движущихся вблизи волновой поверхности.

Ключевые слова: гидродинамика, аэродинамические характеристики быстроходных судов, волновая поверхность

На конкретных прикладах демонстрируются переваги гідродинамічних методів визначення аеродинамічних характеристик швидкісних суден. Акцентується увага на особливостях визначення аеродинамічних характеристик швидкісних суден, що рухаються поблизу хвильової поверхні.

Ключові слова: гідродинаміка, аеродинамічні характеристики швидкісних суден, хвильова поверхня

The advantages of hydrodynamic methods of determining the aerodynamic characteristics of high-speed vessels are demonstrated on the particular examples. Special attention has paid to the typical features of determination of aerodynamic characteristics of high-speed vessels moving near a wave surface.

Keywords: hydrodynamics, aerodynamic characteristics of high-speed vessels, the wave surface

В настоящее время в конструкциях быстроходных судов все чаще используется аэродинамическая разгрузка [1]. Аэродинамическая разгрузка используется, например, на спортивных судах [2]. В последнее время появляются проекты создания и реально создаются довольно большие пассажирские суда с аэродинамической разгрузкой [3, 4].

В своей основе аэродинамическая разгрузка судна базируется на особенностях аэродинамики крыла вблизи экрана. Аэродинамические силы в общем балансе динамических сил, действующих на корпуса такого типа судов, имеют определяющее значение. Задачи аэродинамики быстроходных судов весьма разнообразны и охватывают как вопросы, связанные с определением аэродинамических характеристик отдельных элементов корпуса (несущие и рулевые поверхности, корпус и т.д.), так и вопросы, связанные с определением интегральных аэродинамических характеристик масштабных моделей конкретных судов. Чаще всего аэродина-

мические задачи быстроходных судов решаются экспериментальными методами в аэродинамических трубах [5]. Однако методы моделирования движения тел вблизи границ раздела, которые используются в аэродинамических трубах, зачастую не позволяют выполнить условие кинематического подобия [6]. Поэтому представляет интерес гидродинамический метод решения задач аэродинамики, который в частности обоснован и опробован в ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского [7, 8]. Применительно к задачам аэродинамики крыла вблизи экрана гидродинамический метод был развит в Институте гидромеханики НАН Украины [9-18]. Суть метода состоит в том, что движение крыла в воздушной среде заменяется в эксперименте движением крыла в водной среде, а жидкий плоский или волновой экран, над которым движется крыло, заменяется твердым плоским или волновым экраном. Замена воздушной среды водной средой вполне оправдана, т.к. в данном случае эффектами сжимаемости можно пренебречь, а при больших скоростях движения над жидким экраном он ведет себя как твердая поверхность [21, 22]. Кроме этого, такой способ моделирования позволяет достигать высоких чисел Рейнольдса ($2 \cdot 10^6$) при относительно малых размерах модели и скоростях буксировки (3-5 м/с), а также получать относительно большие силы, подлежащие измерению, что повышает точность их измерения. Следует также отметить, что этот метод решения задач аэродинамики быстроходных судов в настоящее время получает все большее распространение [19]. Поэтому, **представляется актуальным** анализ результатов экспериментов, полученных гидродинамическим методом, с точки зрения соответствия их результатам, получаемым аэродинамическим методом, а также с точки зрения совершенствования и развития методики проведения экспериментов.

Целью работы является совершенствование и развитие методики решения задач аэродинамики быстроходных судов гидродинамическими методами.

Изложение основного материала. В аэродинамической трубе граница раздела двух сред (вода-воздух) может быть смоделирована либо с помощью неподвижного экрана, либо с помощью двух моделей, расположенных в рабочей части трубы по принципу зеркального отображения [5]. На рис. 1 показаны эпюры распределения скоростей между телом и экраном в случае прямого движения крыла над неподвижным экраном (рис. 1, а), а также моделирования в аэродинамической трубе границы раздела неподвижным экраном (рис. 1, б) и по методу зеркального отображения (рис. 1, в).

Как следует из рис. 1, при движении натурального судна в пространстве между крылом и экраном образуется своеобразное течение (рис. 1, а), которое существенным образом отличается от течений, которые получаются в случае моделирования с помощью неподвижного экрана (рис. 1, б) или метода зеркального отображения (рис. 1, в).

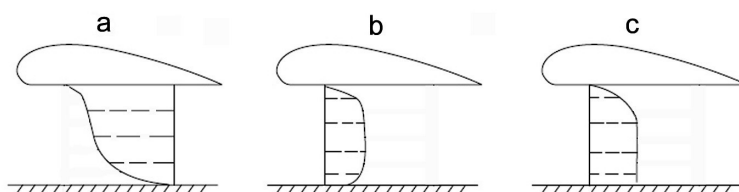


Рис. 1. Эпюры распределения скоростей между телом и экраном в случае:
а) прямое движение; б) неподвижный экран;
с) метод зеркального отображения

Методы моделирования границы раздела с помощью неподвижного экрана или зеркального отображения воспроизводят граничные условия обтекания натурального судна в предположении, что оно неподвижно относительно границы раздела. Для быстроходных судов, движущихся относительно поверхности воды с большими скоростями, граничные условия в обращенном потоке аэродинамической трубы можно воспроизвести только с помощью экрана, поверхность которого движется со скоростью набегающего потока. Создание такого экрана является очень сложной технической задачей. В истории экспериментальной аэродинамики известен только один случай создания такого экрана в ЦНИИ им.А.Н. Крылова [1]. При этом, при скорости воздушного потока в трубе до 100 м/с максимальная скорость ленты подвижного экрана составляет 30 м/с. Поэтому сложность конструкции подвижного экрана не позволяет использовать его в настоящее время как средство для массового эксперимента в аэродинамических трубах.

Ключевым моментом при экспериментальном определении аэродинамических характеристик быстроходных судов является число Рейнольдса Re , которое может быть достигнуто в процессе проведения эксперимента (здесь, $Re = v \cdot b / \nu$, где v – скорость потока; b – средняя аэродинамическая хорда, ν – коэффициент кинематической вязкости среды, в которой проводится эксперимент). В соответствии с рекомендациями [20] для пересчета результатов модельного эксперимента на натуральный объект должны быть достигнуты числа Рейнольдса не менее $2 \cdot 10^6$.

Таким образом, необходимость соблюдения кинематического подобия, а также достижение чисел Рейнольдса являются веским аргументом в пользу решения задач аэродинамики быстроходных судов гидродинамическими методами.

Для реализации гидродинамического метода определения аэродинамических характеристик быстроходных судов на дне скоростного опытового бассейна Института гидромеханики НАН Украины [9] был сооружен подводный твердый экран 1, состоящий из ряда плоских и волнообразных участков (см. рис.2, а) [9-18].

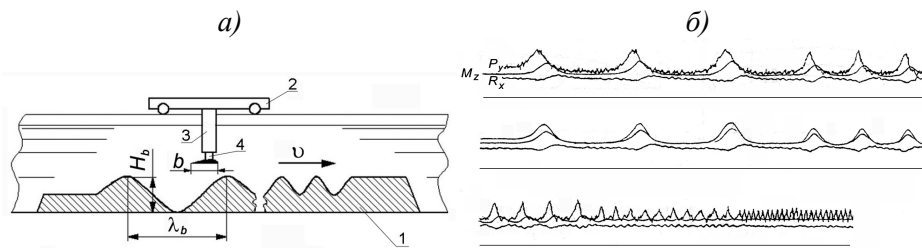


Рис.2. Схема экспериментальной установки (а), (б),
характерный вид записи мгновенных значений подъемной силы
крыла P_y , сопротивления R_x и продольного момента M_z [15]

Волнообразные участки состояли из отдельных групп синусоидальных волн различной длины $\lambda_b = (0.25 \div 5.00)$ метра и высоты $H_b = \lambda_b / 20$. Гребни всех волн ориентированы перпендикулярно продольной оси бассейна и находились на одном горизонтальном уровне.

На буксировочной тележке 2 бассейна был установлен вертикальный пилон 3, в нижнюю часть которого был вмонтирован трехкомпонентный тензометрический динамометр 4. Тензометрический динамометр 4 позволял регистрировать действующие на модель буксировочное сопротивление R_x , подъемную силу P_y и продольный момент M_z . Регистрация мгновенных значений гидродинамических сил, действующих на модель, осуществлялась с помощью автоматизированной системы сбора и обработки информации опытового бассейна [24]. Характерный вид записи мгновенных значений подъемной силы крыла P_y , сопротивления R_x и продольного момента M_z показан на рис.2, б.

Вертикальный пилон 3 имел приспособление для его перемещения по высоте и фиксации выбранного для испытаний положения крыла относительно гребней волны. Экран и испытываемая модель располагались в канале на достаточно большой глубине так, что влияние свободной поверхности воды исключалось.

Таким образом, сооруженный экран, общая протяженность которого составляла 70 метров, представлял собой своеобразный полигон, на котором движущаяся над ним с постоянной скоростью и на заданной высоте модель проходила последовательно над плоскими участками, расположенными на разной высоте, и над рядом групп волн, каждая из которых имела отличные от других параметры. Кроме этого, при каждом пробеге буксировочной тележки на участках бассейна перед экраном и после него модель фактически движется в условиях безграничной жидкости, что позволило эффективно контролировать результаты эксперимента.

Прежде всего, в опытовом бассейне были проведены сравнительные эксперименты с крылом, движущимся в водной среде над твердым

экраном, и с подобным ему крылом, движущимся в воздухе над свободной поверхностью воды [15].

Оба крыла были прямоугольной формы в плане и имели профиль ЦАГИ СР-16-6М с относительной толщиной 6 %. Воздушное крыло имело абсолютные размеры 1500×750 мм (здесь больший размер – размах крыла, а меньший – хорда) и испытывалось при скорости буксировки 18 м/с, а подводное – соответственно 500×250 мм и испытывалось при скорости буксировки 6 м/с. Оба крыла имели одинаковое удлинение $\lambda = l/b$, где l – размах крыла.

На рис. 3 приведены поляры $C_y = f(C_x)$ этих крыльев для различных отстояний от экрана $\bar{h} = b/h$, где h – отстояние от задней кромки крыла до экрана.

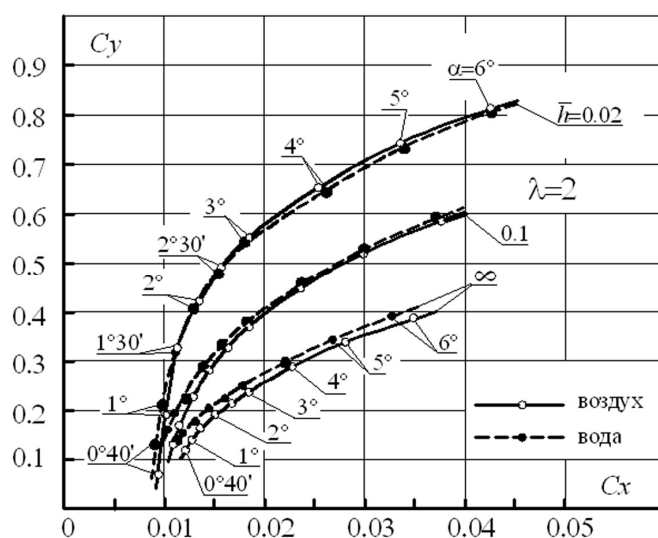


Рис.3. Сравнение результатов испытаний
воздушного и подводного крыла вблизи экрана [15]

Сравнение этих зависимостей для испытаний в воздушной и водной среде показывают их полное качественное соответствие. Имеющиеся незначительные количественные расхождения находятся в пределах точности измерений. Эти результаты свидетельствуют о практической равнозначности двух рассматриваемых методов испытаний крыла вблизи экрана.

Для демонстрации возможностей гидродинамического метода ниже приведены некоторые результаты решения типовых задач аэродинамики быстроходных судов.

Исследование аэродинамических характеристик изолированного крыла вблизи плоского и волнового экрана [9-17]. Была испытана

серия крыльев прямоугольной формы в плане с профилем ЦАГИ СР-16-6М с относительной толщиной 6 % и хордой $b = 160-250$ мм. Были испытаны крылья с различным удлинением $\lambda = l/b$ от $\sim 0,5$ до $5,0$. Схема экспериментальной установки показана на рис.2, а.

Длина плоских участков экрана составляла около $24b$, а длина волн волнового экрана λ_b изменялась в пределах от $20b$ до b . Высота волн экрана H_b на разных волновых участках была равна от $\lambda_b/20$ для относительно длинных волн до λ_b – для относительно коротких волн. Положение крыла относительно экрана характеризовалось относительным отстоянием \bar{h} задней кромки крыла до экрана.

При испытаниях измерялись мгновенные значения подъемной силы крыла P_y , сопротивления R_x и продольного момента M_z крыла относительно его передней кромки. Результаты испытаний представлялись в виде соответствующих безразмерных коэффициентов

$$C_y = \frac{2P_y}{\rho v^2 F}; \quad C_x = \frac{2R_x}{\rho v^2 F}; \quad C_{mz} = \frac{2M_z}{\rho v^2 F b} \quad (1)$$

где ρ – массовая плотность воды; F – площадь крыла в плане.

Среди многочисленных результатов испытаний, многие из которых стали классическими, прежде всего, следует отметить закономерность влияния удлинения крыла на его подъемную силу. На рис.4, а приведены результаты испытаний семи крыльев с различным удлинением λ от $0,5$ до $5,0$ над плоским экраном.

Из графика видно, что с увеличением удлинения крыла подъемная сила увеличивается при значениях \bar{h} . Однако интенсивность этого увеличения изменяется с ростом удлинения крыла. Прирост подъемной силы от влияния экрана с увеличением удлинения сначала увеличивается, а затем, начиная с некоторого удлинения, уменьшается. Следовательно, существует такое значение λ , при котором прирост подъемной силы от влияния экрана является наибольшим. Это наглядно видно из зависимости коэффициента подъемной силы крыла вблизи экрана C_{y_h} , отнесенного к своему значению на бесконечности C_{y_∞} , от удлинения крыла для различных значений \bar{h} (см. рис.4, б).

Здесь наибольший прирост подъемной силы крыла вблизи экрана достигается при значениях удлинения от $\lambda \approx 2$ до $\lambda \approx 3$. Следовательно, оптимальным с точки зрения прироста подъемной силы вблизи экрана является крыло с удлинением в пределах $2 < \lambda < 3$.

При движении крыла над волновым экраном подъемная сила, действующая на него (как и другие характеристики), непрерывно

изменяется в зависимости от изменения взаимного расположения крыла и волн экрана.

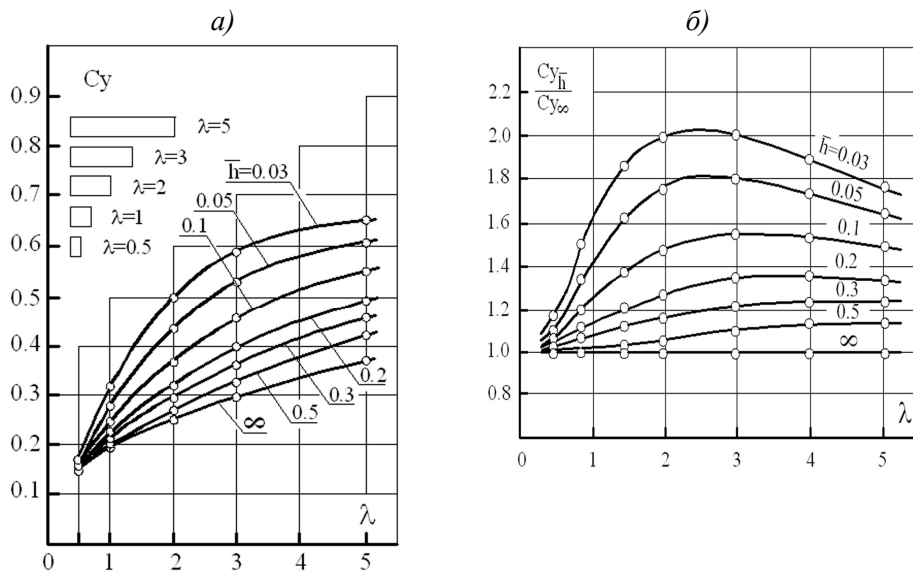


Рис.4. Зависимость коэффициента подъемной силы от удлинения крыла, движущегося над плоским экраном [15]: а) – абсолютные значения; б) – относительные значения

В работах [10, 15] показано, что при движении над синусоидальным волновым экраном подъемная сила крыла изменяется не по синусоидальному закону. Кривая мгновенных значений подъемной силы скорее напоминает трохойду (рис.2, б).

Это является следствием нелинейной зависимости величины подъемной силы от положения по высоте крыла над экраном. Максимумы кривой мгновенных значений подъемной силы наступают раньше, чем передняя кромка крыла окажется над пиком гребня очередной волны экрана. Кривая подъемной силы не симметрична относительно вертикалей, проходящих через экстремальные точки этой кривой.

При этом ветви кривой подъемной силы, которые соответствуют приближению крыла к гребню волны, являются более полными, чем те, которые соответствуют удалению крыла от гребня волны. Необходимо также отметить, что как следует из работ [10, 15], средние за период волны значения подъемной силы крыла над волновым экраном превышают по величине значение подъемной силы крыла при его движении над плоским экраном, расположенным на уровне средней линии волны экрана.

Ниже приведено влияние некоторых параметров крыла и волнового экрана на кривую мгновенных значений коэффициента подъемной силы [16, 17]. В качестве величин, характеризующих влияние волнового экрана на мгновенное значение коэффициент подъемной силы, будем рассматривать:

- мгновенные значения коэффициента подъемной силы над гребнем волны C_{y_1} ;
- мгновенные значения коэффициента подъемной силы над подошвой волны C_{y_3} ;
- средние за период значения коэффициента подъемной силы $C_{y_{22}}$.

Эти значения коэффициента подъемной силы будем сравнивать с теми его значениями, которые он принимает:

- над плоским экраном на уровне гребней волн $C_{y_{01}}$;
- над плоским экраном на уровне средней линии волн $C_{y_{02}}$.

Индексами ($i=1, 01, 02, 3$) будем отмечать соответствующие расстояния (безразмерные) от задней кромки крыла до плоского или волнового экрана:

- до гребня и до подошвы волны h_1 и h_3 ;
- до плоского экрана на уровне гребней h_{01} ;
- до плоского экрана на уровне средней линии волны h_{02} .

На рис.5, а представлены характеристики кривой коэффициента подъемной силы C_{y_1} , C_{y_3} и $C_{y_{22}}$ в зависимости от угла атаки крыла. Разность ординат ($C_{y_1} - C_{y_3}$) определяет амплитуду колебаний подъемной силы крыла над волновым экраном.

Видно, что с увеличением угла атаки амплитуда возрастает и становится соизмеримой с подъемной силой крыла над плоским экраном на уровне средней линии волны (кривая $C_{y_{22}}$). Это обстоятельство дает представление о масштабе воздействия волнового экрана на динамику экраноплана. При малых углах атаки ($\theta \leq 1^\circ$) разность ординат ($C_{y_1} - C_{y_3}$) становится отрицательной. При этом крыло теряет подъемную силу, что может привести к удару крыла о гребень волны.

На рис.5, б представлены характеристики кривой подъемной силы C_{y_1} , C_{y_3} и $C_{y_{22}}$ в зависимости от удлинения крыла λ . Видно, что с увеличением удлинения крыла амплитуда кривой подъемной силы увеличивается и достигает максимума для крыла с удлинением $\lambda \approx 3$. При дальнейшем увеличении удлинения крыла амплитуда уменьшается.

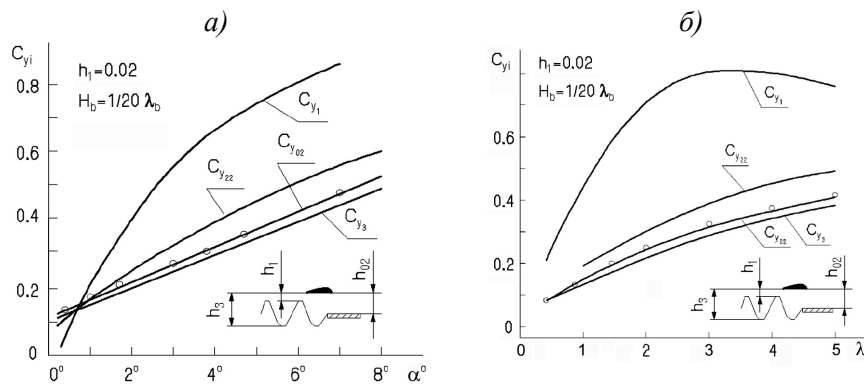


Рис.5. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки (а) и удлинения (б) крыла, движущегося над волновым экраном [17]

Превышение кривой $C_{y_{22}}$ над кривой $C_{y_{02}}$ отражает тот важный факт [10, 15], что среднее за период значение подъемной силы выше, чем при движении крыла над плоским экраном на уровне средней линии волны. Прирост подъемной силы крыла над волновым экраном (по сравнению с плоским экраном на уровне средней линии волны) выражается разностью ординат ($C_{y_{22}} - C_{y_{02}}$). Это обстоятельство также оказывает существенное влияние на динамику быстроходного судна с аэродинамической разгрузкой.

Исследование аэродинамических характеристик схематизированных моделей вблизи волнового экрана [18]. В Институте гидромеханики НАН Украины проводились экспериментальные исследования движения схематических моделей быстроходных судов с аэродинамической разгрузкой над волновым экраном. Схематические модели создавались на основе пары крыльев, условно «большое крыло» и «малое крыло». Крылья имели прямоугольную форму в плане, удлинение, равное 3, относительную толщину 6 %, плоскую нижнюю поверхность. «Большое крыло» имело хорду 250 мм, а «малое крыло» – 160 мм.

Устанавливая эти крылья на модели в той или иной комбинации, а также меняя их расположение друг относительно друга, формировались три условные схемы аэродинамической компоновки быстроходного судна с аэродинамической разгрузкой (см. рис. 6 – обозначения аналогичны рис. 2, а)

Схема «Самолет» – позиция 6 на рис. 6. «Большое крыло» (несущее) впереди «малого крыла» (стабилизатор). Стабилизатор располагался как в одной плоскости с несущим крылом, так и в приподнятом (на высоту, равную хорде) положении, чем выводился из зоны действия экрана. Стабилизатор имел отрицательный угол атаки.

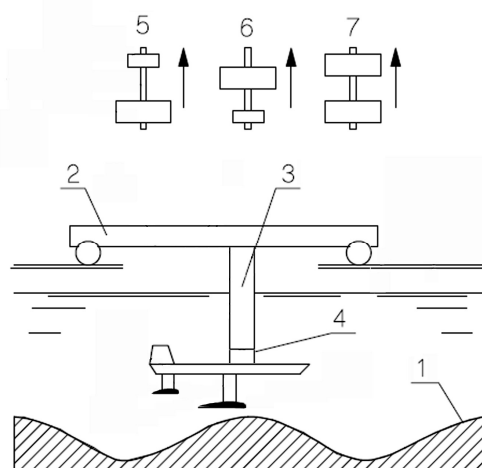


Рис.6. Схема экспериментальной установки и схемы аэродинамической компоновки экраноплана [18]

Схема «Утка» – позиция 5 на рис. 6. Оба крыла несущие. «Малое крыло» располагалось впереди «большого крыла».

Схема «Тандем» – позиция 7 на рис. 6. Оба крыла «большие», несущие, расположены по концам модели.

Испытания по определению возмущающих сил и моментов проводились при жесткой подвеске моделей.

На рис. 7 представлены результаты измерения возмущающей подъемной силы C_{yb} и продольного момента C_m для трех наиболее характерных реализаций компоновок моделей по схемам «Самолет», «Утка» и «Тандем».

Коэффициент мгновенных значений возмущающей подъемной силы C_{yb} представлен в виде $C_{yb} = (C_y - C_{ycp}) / C_{ycp}$, где C_{yb} – коэффициент мгновенных значений подъемной силы модели при прохождении передней кромкой «большого крыла» над текущей ординатой профиля волны; C_{ycp} – коэффициент среднего за период значения подъемной силы. Коэффициент C_{yb} выражает, таким образом, текущую величину возмущающей подъемной силы в долях средней за период подъемной силы.

Коэффициент продольного момента C_m измерен относительно центра тяжести модели.

В нижней части каждого рисунка представлен профиль волны экранана (вертикальный масштаб изменен) и схема расположения модели в момент, когда производилось измерение мгновенных значений подъемной силы и продольного момента над гребнем волны.

На рис. 7, а представлены кривые C_{yb} и C_m для компоновки типа «Самолет» для случая, когда стабилизатор («малое крыло») расположен вне зоны действия экрана. Характер этих кривых соответствует, в общем, аналогичным кривым для изолированного крыла над волновым экраном (рис. 2, б). Кривые имеют экстремальные значения при прохождении модели над гребнями и впадинами волн. Кривые несимметричны относительно вертикалей, проходящих через экстремальные точки.

Амплитуда колебаний коэффициента возмущающей подъемной силы при движении модели от одного гребня волны до другого зависит от соотношения длины волны и хорды крыла, которые могут быть связаны в виде числа Струхала $Sh = 2\pi b/\lambda_b$, где b – хорда крыла, λ_b – длина волны. В соответствии с этим, как видно из рис. 8, амплитуда колебаний коэффициента возмущающей подъемной силы увеличением числа Струхала уменьшается. Амплитуда колебаний коэффициента продольного момента, под действием которого возникают угловые колебания модели, меньше зависит от числа Струхала.

Кривые C_{yb} и C_m для компоновок типа «Утка» (рис. 7, б) и типа «Тандем» (рис. 7, в) отличаются от рассмотренных выше не только величиной самих коэффициентов, но и формой над различными участками профиля волны экрана. Ввиду того, что в этих компоновках в зону действия экрана введено еще одно крыло (в первом случае малое, а во втором еще одно большое), форма кривых рассматриваемых коэффициентов значительно усложнилась. Появились дополнительные точки перегиба, точки экстремумов, выпуклости и вогнутости. Все это является результатом сложного взаимодействия системы из двух крыльев с волнами экрана различных параметров.

Различия трех рассмотренных компоновок моделей можно в определенной мере характеризовать графиком на рис. 8, на котором представлены амплитуды колебаний значений коэффициентов возмущающей подъемной силы $A_y = C_{yb_{\max}} - C_{yb_{\min}}$ и продольного момента $A_m = C_{m_{\max}} - C_{m_{\min}}$ для каждой компоновки при движении моделей над волновым экраном при различных числах Струхала.

Для каждой компоновки эти амплитуды уменьшаются с ростом чисел Струхала, что связано с уменьшением длин волн экрана и увеличением средней за период подъемной силы. Но при переходе от схемы «Самолет» к схеме «Тандем» амплитуда колебаний возмущающей подъемной силы уменьшается, а амплитуда колебаний продольного момента увеличивается. Это связано с введением во второй схеме в зону действия экрана второго большого крыла. Схема «Утка» в этом смысле занимает промежуточное положение, так как в зону действия экрана вводится малое крыло.

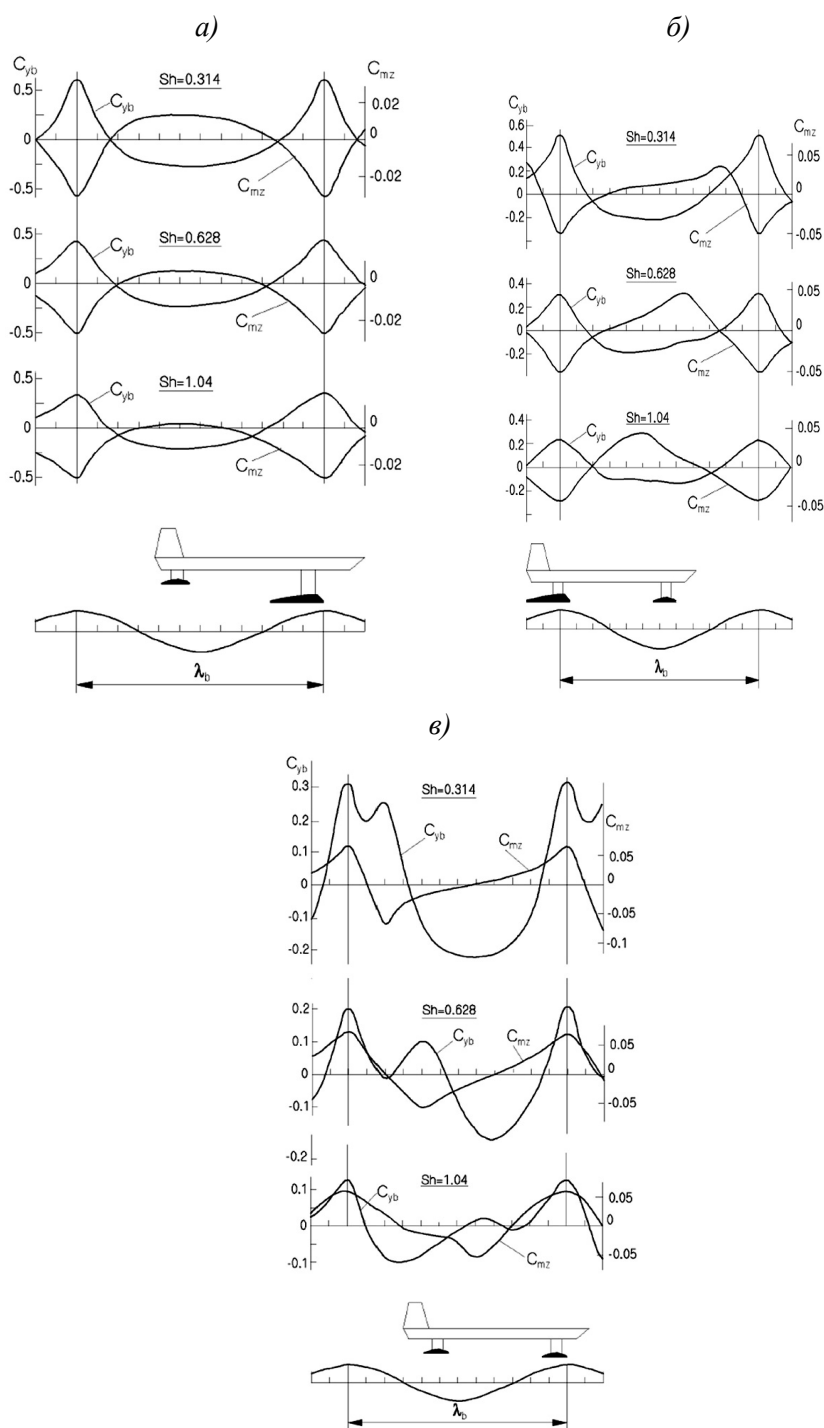


Рис. 7. Схема експериментальної установки і схеми аеродинамічної компоновки швидкохідного судна з аеродинамічною розвантаженням [18]

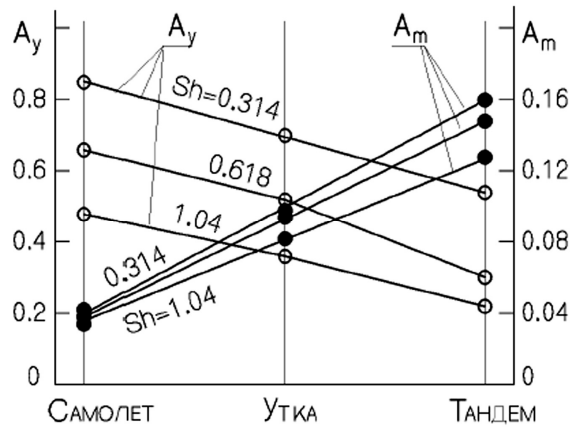


Рис. 8. Зависимости амплитуды значений C_{yb} и C_m для трех компоновок моделей от числа Струхалия [18]

Исследование аэродинамических характеристик масштабных моделей вблизи экрана. В Институте гидромеханики НАН Украины проводились экспериментальные исследования движения масштабных моделей малых экранопланов над плоским экраном. Большинство масштабных моделей имело нормальную самолетную аэродинамическую схему, типовой вид которой представлен на рис.9, а. В большинстве испытанных самолетных аэродинамических схем было использовано дельтовидное крыло с обратной стреловидностью (так называемая «схема Липпиша» [1]).

Модели буксировались с помощью специального пилона над плоским экраном шириной 2 метра и длиной 6 метров. Модели имели размах крыльев около 800 мм и длину около 900 мм. Схема экспериментальной установки аналогична той, которая показана рис.6. Дополнительно между моделью и тензометрическим динамометром устанавливались съемные переходники, позволяющие задавать модели различные углы атаки.

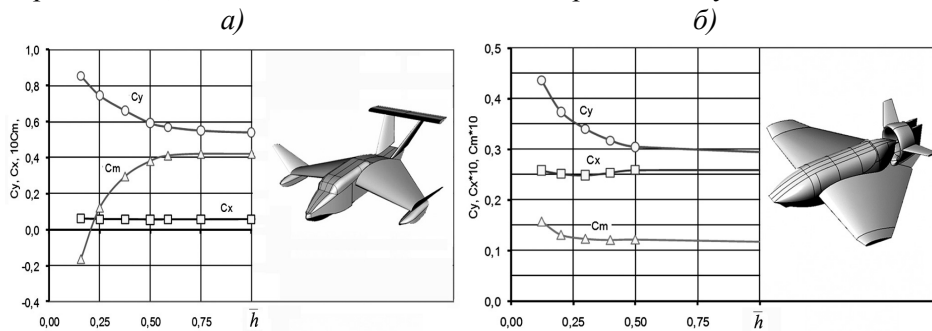


Рис. 9. Аэродинамические характеристики масштабной модели самолетной схемы (а) схемы типа «летающее крыло» (б)

При проведении буксировочных испытаний масштабных моделей экранопланов оцениваемыми показателями являлись коэффициенты гидродинамических сил, вычисленные по (1). На рис.9, а представлен характерный вид зависимостей коэффициентов подъемной силы C_u , сопротивления C_x и продольного момента C_{mz} от высоты полета над экраном для типовой нормальной самолетной схемы быстроходного судна. Несмотря на то, что дельтовидное крыло с обратной стреловидностью снижает диапазон перемещения аэродинамического фокуса крыла вдоль хорды при изменении высоты полета, все же полностью эту проблему решить не удастся. Коэффициент продольного момента C_m на малых высотах полета существенным образом зависит от высоты полета.

С целью улучшения продольной устойчивости движения быстроходного судна на малых высотах полета была испытана масштабная модель, выполненная по аэродинамической схеме «летающее крыло», внешний вид которой представлен на рис.9, б. Отличительной особенностью этой аэродинамической схемы было то, что корпус также является несущим элементом. Нижняя часть корпуса имела обратную килеватость.

Таким образом, днище корпуса представляло собой несущую поверхность, на которой при приближении к экрану создавались достаточно большие аэродинамические силы. Положение основного несущего крыла и несущей поверхности днища относительно друг друга по высоте и длине были выбраны таким образом, что коэффициент продольного момента C_m мало зависит от изменения высоты полета над экраном (см. рис.9, б).

Выводы. Приведенный анализ результатов исследований аэродинамических характеристик быстроходных судов показывает, что гидродинамический метод по сравнению с традиционными методами имеет целый ряд существенных преимуществ. Прежде всего, гидродинамический метод позволяет выполнить условия кинематического подобия при определении аэродинамических характеристик быстроходных судов, движущихся вблизи свободной поверхности, и достичь при этом больших чисел Рейнольдса. Особенно заметны преимущества гидродинамического метода становятся при определении мгновенных аэродинамических характеристик быстроходных судов, движущихся вблизи волновой поверхности, т.к. имеется возможность точно фиксировать положение модели относительно волны.

Среди направлений совершенствования гидродинамического метода следует отметить измерение распределения давления на экране и визуализация течения в пространстве между экраном и моделью.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Yun L., Bliault A., Doo J. *WIG Craft and Ekranoplan. Ground Effect Craft Technology*. NY.: Springer Science+Business Media. – 2010. – 450 p.

2. *Формула 1 на воді (F1H2O) – найпрестижніші сучасні перегони у водно-моторному спорті*// <http://www.f1h2oukraine.com.ua/index.php/ua/about>
3. *Морское пассажирское скоростное судно «Акваплан»* http://www.zpkb.com/projects/innovacionnye_proekty/constr/morskoe_passazhirskoe_skorostnoe_sudno_akvaplan/
4. *Экранопланы для шельфа* //Судостроение. – 2012. – № 3. – С. 68.
5. *Трещевский В.Н. Аэродинамический эксперимент в судостроении* /В.Н. Трещевский, Л.Д. Волков, А.И. Короткин. – Л.: Судостроение, 1976. – 192 с.
6. *Clayton B. and Bishop R. Mechanics of Marine Vehicles, E.&F.N. SPON Ltd, London (1982)*
7. *Эпштейн Л. А. Гидродинамические методы исследования задач аэродинамики* // Труды ЦАГИ // М., 1980. – Вып. 2035. – 28 с.
8. *Гребешов Э.П. и др. Аэродинамические характеристики профиля крыла вблизи плоского и волнового экрана.* // Труды ЦАГИ. –1976. – Вып.1725. – С. 31-58.
9. *Белинский В.Г. Лаборатория гидродинамики гидрофизических систем (Гидростенд)*//Книга, посвященная 75-летию юбилею Института гидромеханики НАНУ.– К.,2002. – С.225-239.
10. *Белинский В.Г. и др. Максимальные и средние значения гидродинамических характеристик крыла, движущегося над неплоским экраном* // Гидромеханика. –1974. – Вып. 29. – С.43-45.
11. *Белинский В.Г. и др. Влияние формы неплоского экрана на гидродинамические характеристики движущегося над ним крыла* // Гидромеханика. – 1975. – Вып. 31.– С.28-32.
12. *Белинский В.Г. и др. О влиянии числа Струхала на характеристики крыла вблизи волнового экрана* // Гидромеханика. – 1975. – Вып. 31. – С.32-35.
13. *Белинский В.Г., Оришичев В.А. Об эффективности закрылка вблизи твердой стенки* // Гидромеханика. – 1985. – 52.
14. *Vyelinsky V.G. About Movement of a Wing above Wavy Surface of Water* // Workshop on High Speed Body Motion in Water. AGARD Report 827. – К.,1997. – September 1-3. – P. 17.1-17.9.
15. *Белинский В.Г., Зинчук П.И. Экспериментальные исследования движения крыла вблизи плоских и взволнованных границ раздела* // Гидромеханика. – 1998. – 72. – С.30-45.
16. *Vyelinsky V.G., Zinchuk P. I. Hydrodynamical Characteristics of an Ekranoplane Wing Flying Near the Wavy Sea Surface* // Fluid Dynamics Problems of Vehicles Operating Near or in Air Sea Interface. The Research and Technology Organization (RTO) of NATO. Meeting Proceedings 15. – Amsterdam. – 1998. – October 5-8. – P. 18.1-18.12.

17. Белинский В.Г., Зинчук П.И. Влияние параметров волнового экрана на мгновенные значения подъемной силы движущегося над ним крыла // Прикладная гидромеханика. – 2001. – Т. 3(75). – № 1. – С. 4.
18. Белинский В.Г. О возмущенном движении экранопланов над взволнованной поверхностью моря // Прикладная гидромеханика. – 2006. – Т. 8(80). – № 3. – С. 3-15.
19. Iwashita H., Watanabe M., Nakanishi R. Numerical and Experimental Studies on Aerodynamic Properties of a Canard-Configuration WIG Flying over the Still Water and Waves / Proceedings of the 2nd Asia-Pacific Workshop on Marine Hydrodynamics, Busan, Korea, June 21-22. – 2004.
20. Testing and Extrapolation Methods. High Speed Marine Vehicles. Resistance Test //ITTC – Recommended Procedures. – № 7.5-02 – 05-01. – 2002. – 17 p.
21. Панченков А.Н. Гидродинамика подводного крыла. – К.: Наукова думка, 1965. – 552 с.
22. Панченков А.Н., Драчев П.Т., Любимов В.И. Экспертиза экранопланов. – Н.Новгород, 2006. – 655 с.
23. Експериментальний комплекс для гідродинамічних досліджень Інституту гідромеханіки НАН України // <http://www.nas.gov.ua/infrastructures/NationalProperty/Years/2008/Pages/43.aspx>
24. Кочин В.А., Мороз В.В. Автоматизированная система сбора и обработки данных скоростного опытового бассейна // Современные технологии автоматизации. – 2009. – № 3. – С.48-50.

Стаття надійшла до редакції 21 вересня 2012 р.