

Н. В. Никушкин, П. Р. Чирков, А. В. Кацура, Л. А. Аешина

ДИНАМИЧЕСКАЯ УСТОЙЧИВОСТЬ АДАПТИВНОЙ ПАНЕЛИ КРЫЛА ЭКРАНОПЛАНА

Выполнено исследование движения крыла экраноплана с адаптивной оболочкой над взволнованной поверхностью, определены собственные частоты, резонанс гибкой панели крыла, коэффициенты демпфирования.

Ключевые слова: экраноплан, эффект экрана, адаптивная панель.

При разработке систем низковысотных ЛА возникает ряд задач по исследованию характеристик морского волнения, для решения которых требуются специальные методы. Это объясняется преимущественно следующими обстоятельствами. Возможные авиационные скорости движения ЛА на порядок превышают скорости водоизмещающих морских объектов, приводят к существенным особенностям формирования спектра морского волнения в движущейся, связанной с объектом системе координат [1].

Установлено [2], что при движении над синусоидальным волновым экраном кривые зависимостей гидродинамических характеристик крыла от времени изменяются не по синусоидальному закону, а по закону, близкому к трохоидальному (рис. 1, 2), а также несимметричность этих кривых относительно вертикалей, проходящих через их максимумы, и их сдвиг по фазе относительно волн экрана [3]. Определено, что средние за период волны значения подъемной силы крыла над волновым экраном превышают по величине значения подъемной силы крыла при его движении над плоским экраном, расположенным на уровне средней линии волны экрана (рис. 3).



Рис. 1. Профиль волны, исследованный в скоростном гидродинамическом канале лаборатории гидромеханики НАН Украины [4]

В работе выполнено исследование крыла экраноплана с адаптивной оболочкой движущегося над взволнованной опорной поверхностью. Изменение геометрии профиля крыла приводит к изменению подъемной силы и предотвращает уход ЛА от заданного режима полета. Изменение геометрии профиля происходит из-за разности давлений $F = P_{\text{вн}} - P_{\infty}$: во внутренней полости, образующийся действием разности набегающего потока и скоростью истечения через дренажные клапаны и статического давления $-P_{\text{вн}} = \rho \frac{(V_{\infty} - V_{\text{дренаж}})^2}{2} + \rho gh$; давлением потока под крылом $P_{\infty} = \rho \frac{V_{\infty}^2}{2} (1 + \Delta C_p)$ и упругости панели нижней, гибкой оболочки C_{EJ} (рис. 4).

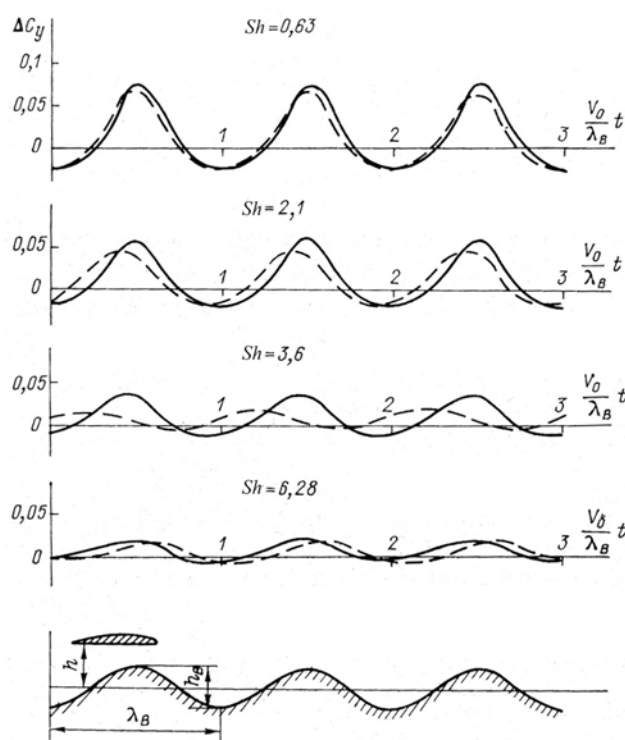


Рис. 2. Изменение подъемной силы крыла конечного размаха при движении над взволнованной поверхностью или вблизи волнистой твердой стенки при различных числах Струхала по частоте встречи с волной ($\lambda = 1$; $\bar{h} = 0,2$; $h_0 = 0,1$; $\alpha = 5^\circ$) [5]

В работе [7] представлены экспериментальные, в работе [8] – расчетные значения распределения давления в среднем сечении прямоугольных крыльев удлинением $\lambda = 5$ при различных расстояниях от экрана (рис. 5), а в

работе [9] приведена аппроксимация экспериментальных зависимостей изменения давления ΔC_p серии профилей (CLARK-YH, CLARK-Y, NASA, ЦАГИ серии В) в диапазоне относительной высоты $\bar{h} = 0,1-1$ и угла атаки $\alpha = 4-14^\circ$:

$$\Delta C_p = 0,32634 + 0,00961 \alpha - 0,55582 \bar{h} + 0,02225 \alpha \bar{h} - 0,001 \alpha^2 + 0,33539 \bar{h}^2.$$

Сведения из [7–9] использованы в работе для определения величин и зон приложения нагрузок и сил на панель адаптивного крыла экраноплана [10].

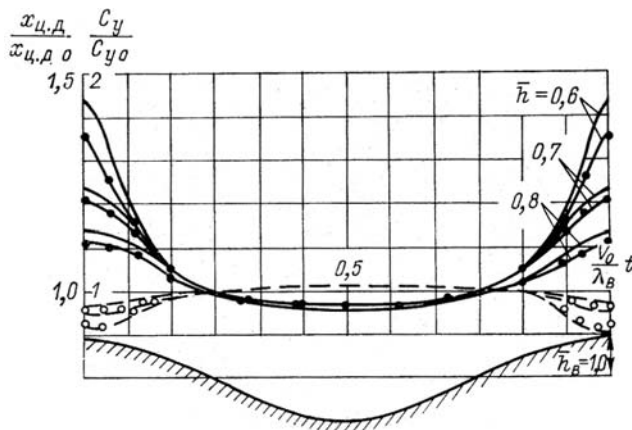


Рис. 3. Результаты расчетов подъемной силы (1) и положения центра давления (2) крыла с удлинением $\lambda = 2$ при $Sh = 0,314$ и движении вблизи волнистой твердой стенки. Кривые – расчетные данные, точки – экспериментальные [6]

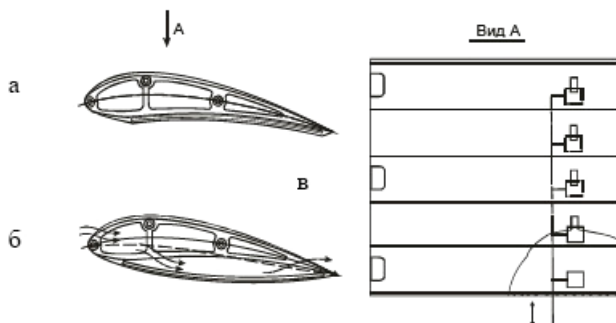


Рис. 4. Схема крыла экраноплана [6]

В настоящей работе предлагается метод оценки динамической устойчивости конструкции адаптивного крыла [10], движущегося над взволнованной поверхностью по критериям собственных частот конструкции и определения зон резонансных частот.

Расчетную схему крыла определяем как двухопорную балку с шарнирной и скользящей опорами, находящуюся под действием распределенного статического давления внутри крыла и вибрационной нагрузки, изменяющейся по трохоидальному закону, со стороны опорной поверхности (рис. 6).

Динамический расчет панели крыла на действие возмущающей силы и колебания выполняется для балки на двух опорах массой m_0 . Определим максимальные динамические напряжения при действии на балку равнодействующей распределенной воздушной нагрузки q_v в точке с координатой x_m ; собственную частоту колебаний с

учетом массы балки и сосредоточенной силы в точке; перемещение точки x_m балки под действием возмущающей силы $F(t)$, приложенной в этой точке.

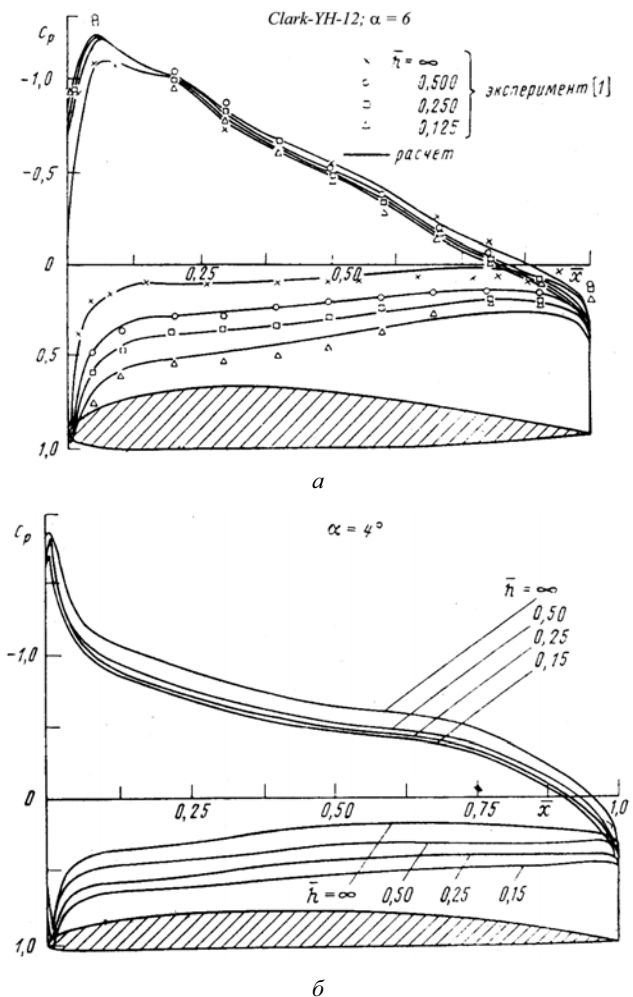


Рис. 5. Распределение давления в среднем сечении прямоугольных крыльев удлинением $\lambda = 5$ при различных расстояниях от экрана: а – по данным [7]; б – по данным [8]

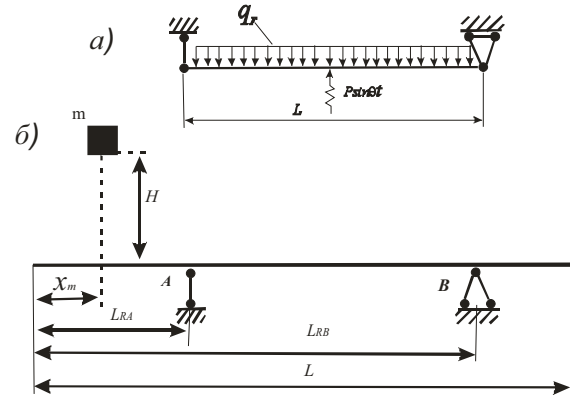


Рис. 6. Схемы балки: а – схема нагружения; б – расчетная схема [11]

В расчетной схеме можно менять положение опор на балке (L_{RA} и L_{RB}) и координату точки приложения распределенной воздушной нагрузки x_m . Для панели задаются модуль Юнга E и плотность ρ материала панели. Определяем площади поперечных сечений $A(x)$, момент инерции $J(x)$ и массу панели (балки) m_0 .

Для динамического расчета балки как системы с одной степенью свободы определяется коэффициент приведения массы в точку действия сосредоточенной силы x_m . Так как масса панели крыла распределена по длине, система имеет бесконечное число степеней свободы. Чтобы рассмотреть ее как систему с одной степенью свободы [8], распределенную массу заменяем массой, сосредоточенной в точке, и равной по величине равнодействующей воздушной нагрузки P_{qB} , а собственную частоту панели определим как для системы с сосредоточенной массой $m + k_{np} m_0$.

При определении собственной частоты системы с учетом ее массы условием приведения массы является равенство кинетических энергий систем с распределенной $E_{расп}$ и сосредоточенной приведенной $E_{сопр}$ массой:

$$E_{расп} = \int_m \frac{dm \cdot V^2}{2} = \int_L \frac{m_0 dx \cdot V^2}{2l},$$

$$E_{сопр} = k_{np} m_0 V_0^2.$$

Приравняв кинетические энергии $E_{расп} = E_{сопр}$, найдем коэффициент приведения массы

$$k_{np} = \frac{1}{m_0} \int \left(\frac{V}{V_0} \right)^2 dm.$$

Распределение скоростей по длине балки (V/V_0) неизвестно, поэтому примем гипотезу, что распределение скоростей пропорционально распределению перемещений по длине балки (гипотеза справедлива для достаточно жестких тел при сравнительно малых собственных частотах – до первой собственной частоты), тогда

$$\frac{V}{V_0} \approx \frac{\Delta}{\Delta_0}.$$

Коэффициент приведения массы примет вид

$$k_{np} = \frac{1}{m_0} \int \left(\frac{\Delta}{\Delta_0} \right)^2 dm, \quad (1)$$

где Δ и V – перемещение и скорость произвольной точки балки; Δ_0 и V_0 – перемещение и скорость приведения массы балки; $dm = \rho A(x) dx$.

Перемещения в этой формуле определяются с помощью интеграла Мора.

Изгибающие моменты для грузового M и единичного $M1$ состояния балки, записанные с использованием булевых операторов условия пакета MathCad, выглядят следующим образом:

$$\begin{aligned} M(F, R_A, R_B, x) &= R_A(x - L_{R_A})(x \geq L_{R_A}) + \\ &+ R_B(x - L_{R_B})(x \geq L_{R_B}) - F(x - x_F)(x > x_F), \\ M1(R_A, R_B, xx, x) &= R_A(x - L_{R_A})(x \geq L_{R_A}) + \\ &+ R_B(x - L_{R_B})(x \geq L_{R_B}) - 1(x - xx)(x > xx). \end{aligned} \quad (2)$$

Так как реакции опор на момент записи изгибающих моментов неизвестны, они внесены в список параметров функции. Для $M1$ в списке параметров включена координата точки приложения единичной силы xx , а для M – сила F , так как по ходу расчета необходимо определить M от действия различных сил, поэтому и опорные реакции определяются как функции от силы F . Из условия равновесия определяются опорные реакции панели в грузовом и единичном состоянии (рис. 7).

Коэффициент приведения массы k_{np} определяется перемещением в точке действия равнодействующей воздушной нагрузки (записан с использованием булевых операторов условия пакета MathCad)

$$\Delta(F) = \int_0^L \frac{M(F, R_A(F), R_B(F), x) \cdot M1(R_A(x), R_B(x), x_m, x)}{E \cdot J(x)} dx, \quad (3)$$

и перемещениями в произвольной точке

$$\Delta_x(xx) = \int_0^L \frac{M(F, R_A(F), R_B(F), x) \cdot M1(R_A(xx), R_B(xx), xx, x)}{E \cdot J(x)} dx, \quad (4)$$

С учетом выражений (3) и (4) уравнение (1) примет вид

$$k_{np} = \frac{\rho}{m_0 \cdot \Delta(F)^2} \int_0^L A(x) \cdot \Delta_x(x)^2 dx. \quad (5)$$

Учет внезапного приложения силы на панель крыла оценивается через максимальные динамические напряжения как и при ударе $\sigma_{max,д} = \sigma_{max,стат} k_d$:

$$k_d = 1 + \sqrt{1 + \frac{2h}{\Delta(F)} \frac{1}{1 + k_{np} \frac{m_0}{P_{qB}}}}, \quad (6)$$

где h принимается расстояние от задней кромки крыла до опорной поверхности (см. рис. 2).

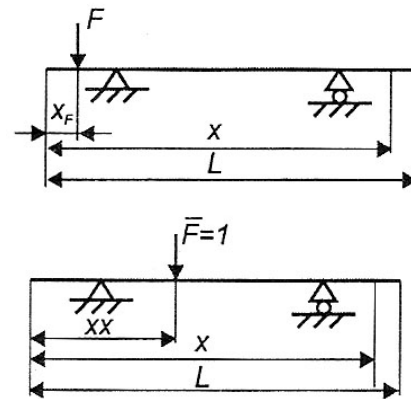


Рис. 7. Грузовое и единичное состояние балки при определении ее перемещений [10]

Максимальные динамические напряжения в панели могут быть определены следующим образом:

$$\begin{aligned} W &= b \frac{\delta^2}{6}; \quad \sigma_{max,стат} = \frac{\max M}{W}; \\ \sigma_{max,д} &= k_d \cdot \sigma_{max,стат}, \end{aligned} \quad (7)$$

где b и δ – ширина и толщина рассчитываемой панели крыла.

Собственную частоту колебаний панели с распределенной массой m_0 и сосредоточенной силой P_{qB} , приложенной в сечении x_m , найдем как

$$\omega = \sqrt{\frac{k}{P_{qB} + k_{np} \cdot m_0}},$$

где $k = \frac{1}{\delta_{11}}$ жесткость панели – величина, обратная перемещению точки приложения сосредоточенной силы от единичной силы $\delta_{11} = \sum \int_L \frac{M1^2 dS}{E \cdot J}$.

По значению собственной (круговой) частоты ω определяем:

- частоту колебаний панели $f = \frac{\omega}{2\pi}$;
- период колебаний $T = 2 \frac{\pi}{\omega}$.

Вынужденные колебания панели под действием возмущающей силы можно определить через опытное значение коэффициента затухания h , значения относительного коэффициента затухания h/ω (по экспериментальным данным: для стальных конструкций $h/\omega \sim 0,02$; для автомобильного амортизатора – 0,2; гидробуфера – > 1 . В большинстве случаев – $0,01 < h/\omega < 0,3$).

Уравнение колебательного движения системы (см. рис. 6) имеет вид

$$u(t) = A \cdot e^{-ht} \sin(\omega t + \varepsilon),$$

$$\text{где } A = \sqrt{u_0^2 + \frac{(V_0 + h \cdot u_0)^2}{\omega^2}}, \quad \varepsilon = \arctg\left(\frac{u_0 \lambda}{V_0 + h \cdot u_0}\right),$$

$$\lambda = \omega \cdot \sqrt{1 - \left(\frac{h}{\omega}\right)^2},$$

где u_0 , V_0 – начальные условия свободных колебаний (перемещение и скорость в момент действия импульса силы); ω – резонанс; λ – частота гармонических затухающих колебаний.

Свободные колебания панели крыла представлены на рис. 8.

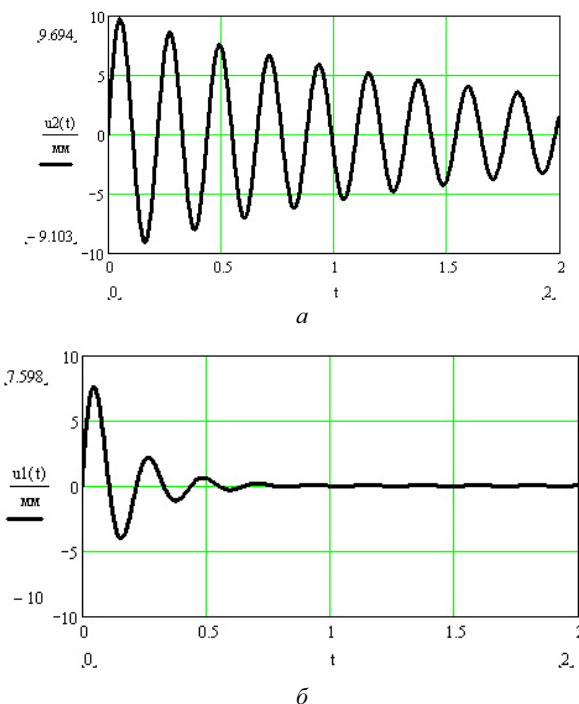


Рис. 8. Свободные колебания панели крыла: а – без амортизатора; б – с амортизатором

Например, (рис. 8, а, б), для уменьшения времени затухания колебаний в конструкцию крыла в середине пролета введен амортизатор панели с $h/\omega = 0,2$.

Для определения отклика панели на возмущающее действие силы использован интеграл Дюмеля для вынужденных затухающих колебаний:

$$u(F, t) = \frac{1}{(P_{qv} + k_{np} m_0) \omega} \int_0^t F(\tau) e^{-h(t-\tau)} \sin[\omega(t-\tau)] d\tau.$$

Это перемещение точки приведения масс в вертикальном направлении от действия возмущающей силы $F(t)$ (в работе принят трохоидальный закон изменения возмущающей силы [1]: $F(t) = F_0 (r - h \cos(vt))$, $F_0 = P_{qv} \frac{C_y}{C_{y0}}$ (см. рис. 3) [6], где v – частота действия возмущающей силы) (рис. 9).

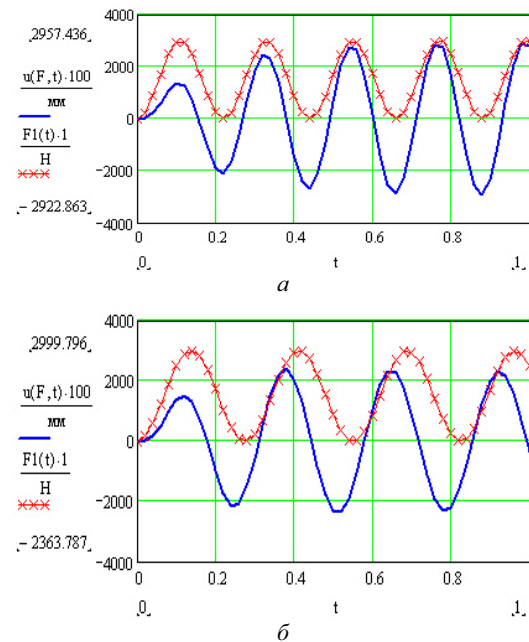


Рис. 9. Вынужденные колебания панели крыла с амортизатором: а – резонанс $\lambda = \omega$; б – выход из резонанса $\lambda = 0,8 \omega$

Меняя выражения для возмущающей силы, можно получить графики перемещений для различных видов возмущающей силы (например, синусоидальный закон $F(t) = F_0 \sin(vt)$) (рис. 10).

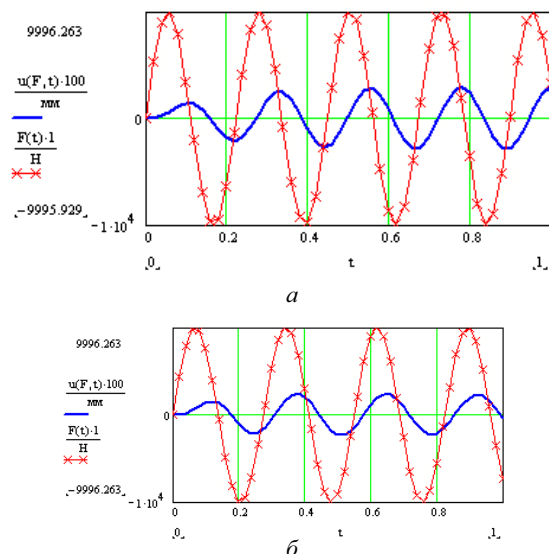


Рис. 10. Вынужденные колебания панели крыла с амортизатором: а – резонанс $\lambda = \omega$; б – выход из резонанса $\lambda = 0,8 \omega$

Коэффициент динамичности определяется как отношение максимальной амплитуды колебаний при резонансе к статическому перемещению от амплитуды вынужденной силы F_0 :

$$k_d = \frac{u(F, t_{\max})}{\Delta(F_0)}.$$

Максимальные динамические напряжения находятся по формулам (7), что и при внезапно приложенной нагрузке.

В результате выполненного исследования установлено: для компенсации вынужденных колебаний гибкой панели крыла необходимо введение в конструкцию демпфера (амортизатора) с относительным коэффициентом затухания $h/\omega \geq 0,2$ ($\lambda = 0,98 \omega$), в месте наибольших прогибов панели; подбор жесткости колеблющейся системы необходимо осуществить так, чтобы частоты собственных колебаний панели были выше опасных вынужденных частот; увеличение коэффициента k жесткости панели достигается подкрепляющим действием продольного набора стрингеров, увеличивающего $E \cdot J$ изгибную жесткость панели (хотя и в меньшей степени, чем поперечный набор, но дающий большую чувствительность (гибкость) панели в реакции на внешнее возмущающее действие давления потока под крылом P_∞ , изменяющимся по трохоидальному закону) для выполнения условия непопадания в резонанс $\lambda = 0,8\omega$, значение коэффициента затухания должно соответствовать величине $h \geq 0,6\omega$ собственной частоты системы, что требует наличия нескольких демпфирующих устройств.

Библиографические ссылки

1. Небылов А. В. Измерение параметров полета вблизи морской поверхности / СПбГААП. Сб., 1994.

2. Максимальные и средние значения гидродинамических характеристик крыла, движущегося над неплоским экраном / В. Г. Белинский, П. И. Зинчук, В. Н. Незнамов и др. // Гидромеханика. 1974. № 29. С. 43–45.

3. Влияние формы неплоского экрана на гидродинамические характеристики движущегося над ним крыла / В. Г. Белинский, П. И. Зинчук, В. Н. Незнамов и др. // Гидромеханика. 1975. № 31. С. 28–32.

4. Лаборатория гидродинамики НАН Украины [Электронный ресурс]. URL: www.hydromech.kiev.ua/rus/gidrostend/index-gidro.htm.

5. Басин М. А., Шадрин В. П. Гидроаэродинамика крыла вблизи границы раздела сред. Л.: Судостроение, 1980.

6. О влиянии числа Струхала на характеристики крыла вблизи волнового экрана / В. Г. Белинский, П. И. Зинчук, В. Н. Незнамов и др. // Гидромеханика. 1975. № 31. С. 32–35.

7. Серебрянский Я. М., Биячуев Ш. А. Исследование в трубе горизонтального установившегося движения крыла на небольших расстояниях от земли: тр. ЦАГИ, 1939, Вып. 437.

8. Архангельский В. Н., Коновалов С. И. Расчетное исследование влияния параметров профиля на его аэродинамические характеристики вблизи экрана: труды ЦАГИ, 1985. Вып. 2304.

9. Чирков П. Р. Влияние адаптации геометрии профиля крыла на устойчивость экраноплана: дисс. ... канд. техн. наук / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2006.

10. Коваленко Г. Д., Шаймарданов Л. Г., Никушкин Н. В. Крыло экраноплана: а. с. № 1189026 от 24.04.1984 г.

11. Макаров Е. Г. Сопротивление материалов на базе Mathcad. СПб.: БХВ Петербург, 2004.

N. V. Nikushkin, P. R. Chirkov, A. V. Katsura, L. A. Aeshina

DYNAMIC STABILITY OF AN ADAPTIVE WING PANEL OF A WIG-BOAT

In this work we investigated the movement of an adaptive wing panel of a WIG-boat above rough surfaces and determined natural frequencies, resonance of flexible wing panels and damping factors.

Keywords: wing-in-ground effect ship, wing-in-ground effect, adaptive wing panel.

© Никушкин Н. В., Чирков П. Р., Кацура А. В., Аешина Л. А., 2011