

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ «УПРУГИЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫЙ АППАРАТ – ПУСКОВОЕ УСТРОЙСТВО» ПРИ ПОДВОДНОМ СТАРТЕ

В.В. Степанов

Государственный ракетный центр имени академика В. П. Макеева, г. Миасс

В работе разработан метод определения проектных параметров системы «упругий летательный аппарат – пусковое устройство» при подводном старте, учитывающий упругость корпуса летательного аппарата. В процессе движения летательного аппарата в пусковом устройстве происходит его нестационарное взаимодействие с водой и упругими элементами системы амортизации пускового устройства. Учет упругих колебаний корпуса летательного аппарата в воде представляет собой сложную междисциплинарную задачу вследствие физической разнородности системы «упругий летательный аппарат – вода» и отсутствия унифицированного математического аппарата для комплексного описания ее поведения. На основе применения метода потенциала простого слоя и представления корпуса летательного аппарата в виде свободной балки получены зависимости для определения коэффициентов гидродинамических сил, действующих на упругий летательный аппарат. Для описания динамики летательного аппарата при движении в пусковом устройстве представлена система дифференциальных уравнений. Результаты решения системы дифференциальных уравнений используются для определения распределения внутренних силовых факторов по оси летательного аппарата и динамических сил, действующих на пусковое устройство, а также для определения кратчайших расстояний между летательным аппаратом и пусковым устройством при старте. Демонстрируются сравнительные результаты расчета обжата элемента амортизации пускового устройства с учетом и без учета упругости корпуса летательного аппарата. Разработанный метод позволяет более точно определять нагрузки, действующие на летательный аппарат, и перемещения относительно пускового устройства, что необходимо при разработке новых конструкций летательных аппаратов и пусковых устройств, обладающих минимальной массой и габаритами.

Ключевые слова: летательный аппарат, пусковое устройство, упругость, подводный старт, гидродинамические силы.

Введение

Проектирование системы «летательный аппарат – пусковое устройство» связано с решением следующих задач [1]:

- определение возмущений, действующих на летательный аппарат (ЛА) при выходе из пускового устройства (ПУ);
- определение нагрузок, действующих на ЛА при старте;
- определение динамических сил, возникающих в элементах конструкции ПУ;
- определение кратчайших расстояний между ЛА и ПУ.

При этом одной из ключевых задач является определение внешних возмущений, действующих на упругий летательный аппарат при подводном старте. Решение этой задачи связано с необходимостью совместного определения упругих деформаций корпуса ЛА и гидродинамических сил, действующих на него. В настоящее время отсутствует унифицированный математический аппарат для решения связанной задачи гидроупругости, в связи с чем в современной литературе предлагаются различные подходы к решению этой проблемы.

В работах [2, 3] демонстрируется исследование динамики упругого элемента, выдвигаемого в плоскопараллельный поток. Упругий элемент моделируется методом конечных элементов, а гидродинамическая нагрузка на его поверхности рассчитывается методом дискретных вихрей [4, 5]. Метод предоставляет возможность прямого численного моделирования переходных режимов с учетом вихреобразования на поверхности упругого элемента и интерференции основания с выдвигаемым телом. Отличительной особенностью этого подхода является отказ от априорного задания точек отрыва вихрей при обтекании профиля упругого элемента. Для определения точек

отрыва используется принцип Чорина: если невозможно заранее указать точки схода дискретных вихрей, то необходимо предположить, что такой вихрь может сойти в поток в каждой точке гладкой обтекаемой поверхности. Описанный метод обладает существенной вычислительной эффективностью по сравнению с сеточными методами расчета обтекания профиля.

Различные методы расчета упругих колебаний конструкций в воде используются в судостроении и при проектировании морских технических сооружений. В двумерном расчетном случае корпус корабля представляется свободной балкой [6, 7], в трехмерном корпус аппроксимируется конечными элементами с учетом внешних и внутренних особенностей конструкции [7–9]. Для вычисления гидродинамической нагрузки применяются метод плоских сечений [10] и метод дискретных вихрей [11–13]. Эти замечания представляют интерес, так как летательный аппарат в низкочастотных областях нагружения ведет себя так же, как балка переменной массы и жесткости [14, 15], что позволяет использовать накопленный опыт анализа гидроупругих конструкций судостроения [10] при учете упругих колебаний корпуса ЛА в воде.

В данной работе при решении задачи упругих колебаний ЛА в жидкости используется балочное представление стартующего ЛА и метод потенциала простого слоя для определения гидродинамической нагрузки, действующей на него [16]. Как показано в [17] коэффициент нормальной силы, соответствующий дополнительному углу атаки, обусловленному упругими колебаниями корпуса, может составлять до ~30 % от аналогичного значения, определенного для ЛА как твердого тела. Инерционные члены, учитываемые при расчете упругих колебаний, могут увеличиваться на ~100 % за счет присоединенных масс воды, кроме того существует взаимное влияние движения ЛА как твердого тела на упругие колебания так и наоборот. Для корректного учета этих особенностей при решении проектных задач старта ЛА, необходим совместный расчет гидродинамики, динамики и упругих колебаний его корпуса.

1. Расчетная схема и принятые допущения

В основе предлагаемого метода лежат следующие допущения:

- корпус ЛА представляется в виде свободной балки;
- смещения при колебаниях корпуса ЛА малы;
- формы свободных колебаний идентичны при колебаниях в вакууме и жидкости;
- жидкость, окружающая ЛА идеальная, несжимаемая, течение ее потенциально.

Учитывая сделанные предположения при определении проектных параметров системы «упругий летательный аппарат – пусковое устройство» используется представление упругих перемещений аппарата по отношению к перемещениям ЛА как твердого тела. Тогда поперечные упругие колебания корпуса ЛА представим в виде [14, 18]:

$$v(t, x) = \sum_{i=1}^N P_i(t) f_i(x), \tag{1}$$

где $v(t, x)$ – суммарный прогиб корпуса упругого аппарата в сечении с координатой x ; $P_i(t)$ – перемещение точки приведения (обобщенная координата); $f_i(x)$ – нормальная функция; описывающая i -ю форму собственных колебаний; t – время; N – количество собственных форм колебаний, учитываемых в расчете.

На рис. 1 используются обозначения: 1 – ЛА как упругое тело; 2 – ЛА как твердое тело; 3 – платформа; 4 – упругая опора (элемент амортизации); 5 – пусковое устройство; ϑ –

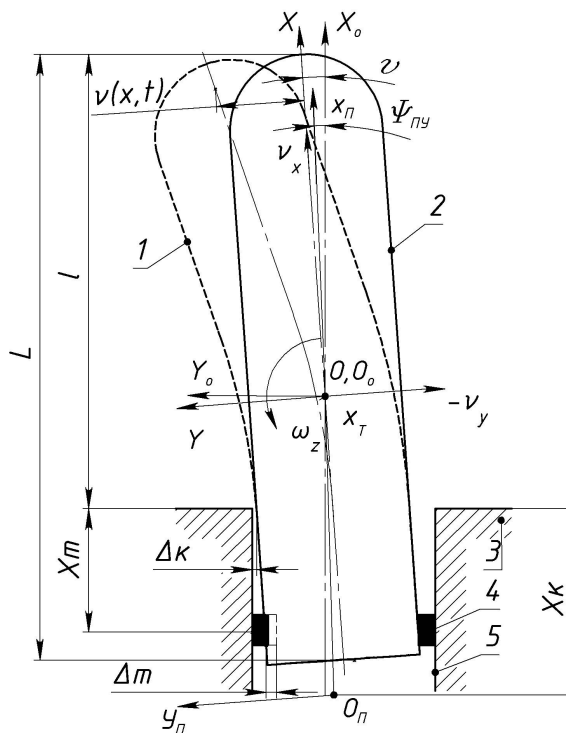


Рис. 1. Схема движения летательного аппарата в пусковом устройстве

Расчет и конструирование

угол тангажа; OXY – связанная с летательным аппаратом система координат; $O_0X_0Y_0$ – стартовая (неподвижная) система координат; $O_{II}X_{II}Y_{II}$ – система координат, связанная с пусковым устройством; X_k – координата центра вращения пускового устройства; Ψ_{II} – угол отклонения пускового устройства от вертикали; Δ_m – обжатие m -го элемента амортизатора; X_m – координата элемента амортизации; Δ_K – кратчайшее расстояние между ЛА и ПУ.

2. Расчетные зависимости

Систему уравнений, описывающую динамику ЛА и его колебания, удобно записать в матричном виде:

$$A p = Z, \quad (2)$$

где A – матрица инерции; p – вектор-столбец динамических реакций; Z – вектор-столбец внешних воздействий.

$$\begin{bmatrix} r_{11} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & r_{22} & r_{23} & rd_{21} & rd_{22} & \dots & rd_{2N} \\ 0 & r_{32} & r_{33} & rd_{31} & rd_{32} & \dots & rd_{3N} \\ 0 & rd_{21} & rd_{31} & d_{11} & d_{12} & \dots & d_{1N} \\ 0 & rd_{22} & rd_{32} & d_{21} & d_{22} & \dots & d_{2N} \\ 0 & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & rd_{2N} & rd_{3N} & d_{N1} & d_{N2} & \dots & d_{NN} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \dot{v}_x \\ \dot{v}_y \\ \dot{\omega}_z \\ \ddot{P}_1 \\ \ddot{P}_2 \\ \dots \\ \ddot{P}_N \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V'_x \\ V'_y \\ M'_z \\ V'_1 \\ V'_2 \\ \dots \\ V'_N \end{bmatrix}. \quad (3)$$

Здесь $r_{11} = M + \lambda_{11}$, $r_{22} = M + \lambda_{22}$, $r_{32} = r_{23} = \lambda_{26}$, $r_{33} = J_z + \lambda_{66}$ – члены, характеризующие инерционные характеристики аппарата как жесткого тела;

$d_{ij} = \int_0^L \delta_{ij} m(x) f_i(x) f_j(x) dx + \int_0^l \sqrt{k_i k_j} \lambda_{22}(x) f_i(x) f_j(x) dx$ – члены, характеризующие инерционные характеристики упругого аппарата при колебаниях;

$$rd_{2i} = \int_0^l \lambda_{22}(x) k_i f_i(x) dx, \quad rd_{3i} = - \int_0^l \lambda_{26}(x) k_i f_i(x) dx$$
 – члены, характеризующие взаимное влияние

движения ЛА как твердого тела и его упругих колебаний;

\dot{v}_x, \dot{v}_y – проекции линейного ускорения центра масс аппарата;

$\dot{\omega}_z$ – проекция углового ускорения аппарата;

\ddot{P}_i – ускорение точки приведения по i -й форме колебания.

Элементы вектор-столбца Z определяются выражениями:

$$V_x = (M + \lambda_{22}) v_y \omega_z + \lambda_{26} \omega_z^2 + \omega_z \sum_{i=1}^N \dot{P}_i \int_0^l \lambda_{22}(x) k_i f_i(x) dx - a_{11} (Mg - A) - 0,5 C_x \rho S_M V_A^2; \quad (4)$$

$$V_y = (M + \lambda_{11}) v_x \omega_z + 0,5 C_y^\alpha \alpha \rho S_M V_A^2 + 0,5 C_y^0 \rho S_M V_A^2 L \omega_z / V_A + 0,5 \sum_{i=1}^N C_y^{\alpha_i} \alpha_i \rho S_M V_A^2 - a_{12} (Mg - A) + \sum_{m=1}^n R_y^m; \quad (5)$$

$$M_z = 0,5 m_z^\alpha \alpha \rho S_M L V_A^2 + 0,5 m_z^0 \rho S_M V_A^2 L^2 \omega_z / V_A + 0,5 \sum_{i=1}^N m_z^{\alpha_i} \alpha_i \rho S_M L V_A^2 + v_x \sum_{i=1}^N \dot{P}_i \int_0^l \lambda_{22}(x) k_i f_i(x) dx + a_{12} A (x_T - x_A) + \sum_{m=1}^n M_{zm}^R; \quad (6)$$

$$V'_i = V_i + C_i P_i, \quad (7)$$

где R_y^m, M_{zm}^R – проекции силы и соответствующего момента, относительно центра масс ЛА, m -го элемента амортизации, находящегося в контакте с ЛА; n – количество элементов амортизации, находящихся в контакте с ЛА; A – сила Архимеда; g – ускорение свободного падения;

$a_{11} = \cos \vartheta$, $a_{12} = -\sin \vartheta$ – направляющие косинусы; V_A – модуль линейной скорости центра масс ЛА; S_M – характерная площадь ЛА; $V_A = \sqrt{v_x^2 + v_y^2}$ – полная скорость ЛА; $\alpha = \arcsin(-v_y/V_A)$ – угол атаки ЛА; $\alpha_i = \dot{P}_i/V_A$ – дополнительный угол атаки, обусловленный упругими колебаниями; V_i' – обобщенная сила i -й формы колебаний; C_i – коэффициент приведённой жёсткости; l – длина ЛА, на которую действует набегающий поток воды.

Коэффициенты позиционных и вращательных гидродинамических сил определяются зависимостями [16]:

$$C_n^\alpha = \left(\frac{\partial C_n}{\partial \alpha} \right)_{\alpha=\alpha_i=\bar{\omega}=0} = \frac{2\pi}{S_M} \int_0^l (u_{1\tau}u_{2\tau} + \varphi'_{2x}) r dx + \frac{2\pi}{S_M} \sum_{i=1}^N \bar{P}_i \int_0^l \frac{1}{r} k_i \varphi_2 f'_{ix}(x) r dx, \quad (8)$$

$$C_n^\omega = \left(\frac{\partial C_n}{\partial \bar{\omega}} \right)_{\alpha=\alpha_i=\bar{\omega}=0} = -\frac{2\pi}{S_M} \int_0^l (u_{1\tau}u_{6\tau} + \varphi'_{6x}) r dx - \frac{2\pi}{S_M} \sum_{i=1}^N \bar{P}_i \int_0^l \frac{1}{r} k_i \varphi_6 f'_{ix}(x) r dx, \quad (9)$$

$$C_n^{\alpha_i} = \left(\frac{\partial C_n}{\partial \alpha_i} \right)_{\alpha=\alpha_i=\bar{\omega}=0} = \frac{2\pi}{S_M} \int_0^l (u_{1\tau}u_{2\tau} + \varphi'_{2x}) k_i f_i(x) r dx + \frac{2\pi}{S_M} \sum_{j=1}^N \bar{P}_j \int_0^l \frac{1}{r} \sqrt{k_i k_j} \varphi_2 f_i(x) f'_{jx}(x) r dx, \quad (10)$$

$$m_z^\alpha = \left(\frac{\partial m_z}{\partial \alpha} \right)_{\alpha=\alpha_i=\bar{\omega}=0} = \frac{2\pi}{S_M} \int_0^l (u_{1\tau}u_{2\tau} + \varphi'_{2x}) r [rr'_x + (x - x_T)] dx + \frac{2\pi}{S_M} \sum_{i=1}^N \bar{P}_i \int_0^l \frac{1}{r} k_i \varphi_2 f'_{ix}(x) r [rr'_x + (x - x_T)] dx, \quad (11)$$

$$m_z^\omega = \left(\frac{\partial m_z}{\partial \bar{\omega}} \right)_{\alpha=\alpha_i=\bar{\omega}=0} = -\frac{2\pi}{S_M} \int_0^l (u_{1\tau}u_{6\tau} + \varphi'_{6x}) r [rr'_x + (x - x_T)] dx - \frac{2\pi}{S_M} \sum_{i=1}^N \bar{P}_i \int_0^l \frac{1}{r} k_i \varphi_6 f'_{ix}(x) r dx, \quad (12)$$

$$m_z^{\alpha_i} = \left(\frac{\partial C_n}{\partial \alpha_i} \right)_{\alpha=\alpha_i=\bar{\omega}=0} = \frac{2\pi}{S_M} \int_0^l (u_{1\tau}u_{2\tau} + \varphi'_{2x}) k_i f_i(x) r [rr'_x + (x - x_T)] dx + \frac{2\pi}{S_M} \sum_{j=1}^N \bar{P}_j \int_0^l \frac{1}{r} \sqrt{k_i k_j} \varphi_2 f_i(x) f'_{jx}(x) r [rr'_x + (x - x_T)] dx, \quad (13)$$

$$k_i = \frac{1}{1 + \frac{R\pi i}{L} [K_0(R\pi i/L)/K_1(R\pi i/L)]}. \quad (14)$$

В выражениях (8)–(14) приняты обозначения: $\bar{P}_i = P_i/L$; k_i – редуцированный коэффициент, учитывающий растекание жидкости по поверхности ЛА при упругих колебаниях; K_0, K_1 – Бесселевы функции нулевого и первого порядков второго рода; R – радиус цилиндра; L – длина цилиндра; i – число узлов формы колебаний; φ_i – единичные потенциалы движения жидкости при простом движении [19]; $u_{1\tau}$, $u_{2\tau}$, $u_{6\tau}$ – безразмерные коэффициенты относительных скоростей на поверхности ЛА [19].

Для определения траектории ЛА дополнительно к системе уравнений (3) необходимо добавить уравнения, определяющие связь между координатами стартовой и связанной систем координат [19]:

$$\begin{aligned} \dot{X}_0 &= v_x \cdot a_{11} + v_y \cdot a_{12} \\ \dot{Y}_0 &= v_x \cdot a_{21} + v_y \cdot a_{22} \end{aligned} \quad (15)$$

где \dot{X}_0 , \dot{Y}_0 – проекции линейной скорости центра масс ЛА в стартовой системе координат; $a_{21} = \sin \vartheta$, $a_{22} = \cos \vartheta$ – направляющие косинусы. Координаты центра масс ЛА в стартовой системе координат получаются путем интегрирования выражений (15) по времени.

Результаты решения содержат динамические реакции системы, положение ЛА в стартовой системе координат и позволяют сформулировать зависимости для определения проектных параметров системы «упругий ЛА – ПУ».

Расчет и конструирование

Одним из основных вопросов, связанных с проектированием летательных аппаратов, является определение необходимой несущей способности конструкции исходя из распределения по длине внутренних сил и моментов. Для их вычисления вводится локальная система координат, например, от носка до рассматриваемого сечения ЛА S_l рис. 2. Для этой системы применяется принцип Даламбера: при движении в каждый момент времени внешняя сила, внутренняя сила и сила инерции в рассматриваемом сечении ЛА S_l , а также моменты этих сил относительно какого-либо центра взаимно уравновешиваются. Использование этого принципа позволяет строить распределения внутренних сил и моментов, действующих в конструкции ЛА по длине. Векторные равенства для определения внутренних сил и моментов имеют вид:

$$\begin{aligned} \bar{F}_i^{BH} + \bar{F}_i^E + \bar{F}_i^{HH} &= 0, \\ \bar{M}_i^{BH} + \bar{M}_i^E + \bar{M}_i^{HH} &= 0. \end{aligned} \quad (16)$$

где \bar{F}_i^{BH} , \bar{F}_i^E , \bar{F}_i^{HH} – соответственно главный вектор внешних сил, главный вектор внутренних сил, главный вектор сил инерции; \bar{M}_i^{BH} , \bar{M}_i^E , \bar{M}_i^{HH} – соответственно главные моменты внешних и внутренних сил, а также главный вектор сил инерции. Проектируя эти равенства на оси связанной с ЛА системы координат, получим выражения для определения внутренних сил и моментов. Проекция внутренних сил и моментов на связанные с ЛА оси координат имеют вид:

$$\begin{aligned} F_{y_l}^E &= \frac{1}{2} C_y^\alpha \alpha \rho S_M V_A^2 + \frac{1}{2} C_y^\omega \rho S_M V_A L \omega_z + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N C_y^{\alpha_i} \alpha_i \rho S_M V_A^2 - a_{12} (M_{S_l} g - A_l) + (M_{S_l} + \lambda_{11l}) v_x \omega_z + R_{yj} - \\ &- (M_{S_l} + \lambda_{22l}) \frac{dv_y}{dt} - \lambda_{26l} \frac{d\omega_z}{dt} - \sum_{i=1}^N \ddot{P}_i \int_0^l \lambda_{22l}(x) k_i f_i(x) dx, \end{aligned} \quad (17)$$

$$\begin{aligned} M_{z_l}^E &= \frac{1}{2} m_{z_l}^\alpha \alpha \rho S_M L v^2 + \frac{1}{2} m_{z_l}^\omega \rho S_M L^2 v \omega_z + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^N m_{z_l}^{\alpha_i} \alpha_i \rho S_M L v^2 - (J_{z_{s_l}} + \lambda_{66l}) \frac{d\omega_z}{dt} - \lambda_{26l} \frac{dv_y}{dt} + \\ &+ a_{12} A_l x_{A_l} + M_{z_l}^R - \sum_{i=1}^N \ddot{P}_i \int_0^l \lambda_{26}(x) k_i f_i(x) dx. \end{aligned} \quad (18)$$

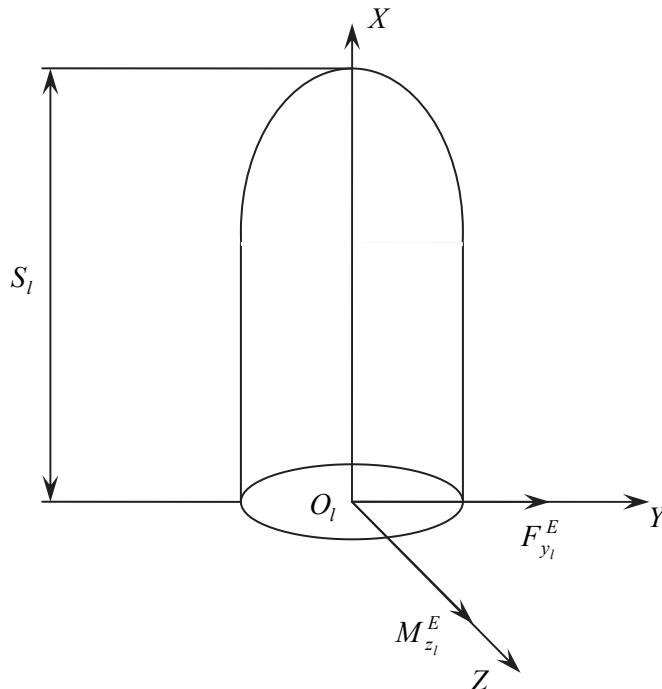


Рис. 2. Схема внутренних силовых факторов

В выражениях (17) и (18) гидродинамические коэффициенты инерционных, позиционных, вращательных и массовых сил вычисляются для величины замкнутой водой части ЛА l , а масса аппарата в соответствии с рассматриваемым сечением S_l .

Решение задачи по определению динамических сил, возникающих в элементах амортизации, связано с определением перемещений ЛА относительно ПУ в местах их установки. Для этого рассматривается разность векторов, представляющих перемещение ЛА и ПУ, в стартовой системе координат [15, 20]. В случае расположения элементов амортизации на ПУ проекция обжатия элемента амортизации на ось O_0Y_0 определяется зависимостью:

$$\Delta_m = Vt + (X_m - X_k) \sin \psi_{ПУ} + Y + (X_k - x_T) \sin \psi_{ПУ}^0 - (X_m - x_T - l) \sin \vartheta + \sum_{i=1}^N P_i f(X_m - x_T - l), \quad (19)$$

где V – скорость движения пускового устройства относительно воды; t – время; X_m – координата элемента амортизации; X_k – координата центра вращения пускового устройства, отсчитываемая от носка ЛА до начала движения; Y – проекция перемещения центра масс летательного аппарата в стартовой системе координат; $\psi_{ПУ}, \psi_{ПУ}^0$ – угол отклонения пускового устройства от вертикали и его значение в момент начала движения; $\sum_{i=1}^N P_i f(X_m - x_T - l)$ – составляющая упругого прогиба

ЛА в сечении, контактирующим с элементом амортизации. Полученное перемещение используется для вычисления реакций элементов амортизации с учетом их жесткостных характеристик.

Для оценки кратчайших расстояний, между ЛА и ПУ, используется алгоритм, аналогичный определению перемещений аппарата относительно ПУ в местах установки элементов амортизации, только вместо координаты элемента амортизации X_m задается координата сечения ПУ, для которого требуется подтвердить условия несоударения (отсутствие физического контакта между ЛА и ПУ при старте). Кратчайшее расстояние между цилиндрическим срезом ПУ и ЛА определяется выражением:

$$\Delta_K = Vt - X_k \sin \psi_{ПУ} + Y + (X_k - x_T) \sin \psi_{ПУ}^0 + (x_T + l) \sin \vartheta - \sum_{i=1}^N P_i f(x_T + l). \quad (20)$$

3. Расчеты на ЭВМ

На рис. 3 демонстрируется изменение по времени величины обжатия элемента амортизации в процессе выхода ЛА из ПУ определенной с учетом моделей упругого ЛА и ЛА, представленного твердым телом. В случае использования модели упругого ЛА максимальное обжатие элемента амортизации на ~18% больше по сравнению моделью, использующей представление ЛА как твердое тело.

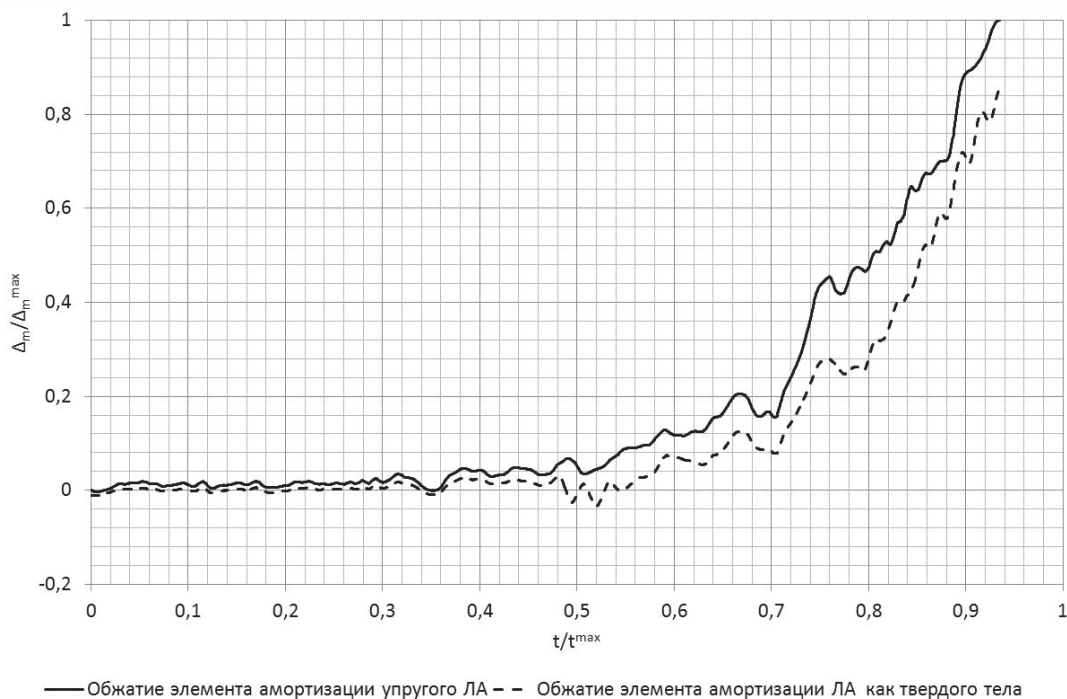


Рис. 3. Обжатие элемента амортизации

Выводы

Разработан метод определения проектных параметров системы «упругий летательный аппарат – пусковое устройство» при подводном старте. Представлены зависимости для определения гидродинамических нагрузок, внутренних силовых факторов, обжатия элементов амортизации, кратчайших расстояний между ЛА и ПУ с учетом упругости корпуса летательного аппарата. Показано, что учет упругих колебаний корпуса ЛА при подводном старте может приводить к увеличению максимального обжатия пояса амортизации на ~18 % по сравнению с расчетным случаем, в котором ЛА представлен как твердое тело. Это обстоятельство показывает необходимость учета упругих колебаний корпуса ЛА при подводном старте для корректного определения прочностных и габаритных характеристик ЛА, выбора параметров ПУ в части обеспечения безударного выхода и определения жесткостных характеристик элементов амортизации.

Литература

1. Светлицкий, В.А. Динамика старта летательных аппаратов / В.А. Светлицкий. – М.: Наука, 1986. – 280 с.
2. Щеглов, Г.А. Исследование динамики опор упругого элемента выдвигаемого в плоскопараллельный поток / Г.А. Щеглов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». – 2008. – № 4. – С. 48–58.
3. Щеглов, Г.А. Исследование переходных процессов при выходе гладких упругозакрепленных тел в плоскопараллельный поток движущейся жидкости / Г.А. Щеглов // Аэрокосмические технологии 2004–2007: сб. тр. Всерос. и Междунар. науч.-техн. конф. – М., 2008. – С. 536–545.
4. Щеглов, Г.А. Численный метод для моделирования гидроупругой динамики старта двухсредного летательного аппарата / Г.А. Щеглов // Аэрокосмические технологии 2004–2007: сб. тр. Всерос. и Междунар. науч.-техн. конф. – М., 2008. – С. 363–366.
5. Щеглов, Г.А. Исследование гидроупругой динамики выдвижения тела в поток из-за преграды / Г.А. Щеглов // Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред: материалы XV междунар. симп. – М., 2010. – Т. 1. – С. 183–184.
6. Review of hydroelasticity theories for global response of marine structures / X.-J. Chen, Y.-S. Wu, W.-C. Cui, J.J. Jesen // Ocean Engineering. – 2006. – Vol. 33. – P. 439–457. DOI: 10.1016/j.oceaneng.2004.04.010
7. Hirdaris, S.E. Two- and three-dimensional hydroelastic modelling of a bulker in regular waves / S.E. Hirdaris, W.G. Price, P. Temarel // Marine Structures. – 2003. – Vol. 16. – P. 627–658. DOI: 10.1016/j.marstruc.2004.01.005
8. Wang, S. Computationally efficient techniques in the hydroelasticity analysis of very large floating structures / S. Wang, R.C. Ertekin, H.R. Riggs // Computers and Structures, 1997. – P. 603–610. DOI: 10.1016/S0045-7949(96)00268-4
9. Huang, L.L. The hydrostatic stiffness of flexible floating structures for linear hydroelasticity / L.L. Huang, H.R. Riggs // Marine Structures. – 2000. – Vol. 13. – P. 91–106. DOI: 10.1016/S0951-8339(00)00007-1
10. Бишоп, Р. Гидроупругость судов / Р. Бишоп, У. Прайс. – Л.: Судостроение, 1983. – 384 с.
11. Numerical simulations of vortex-induced vibration on flexible cylinders / C.T. Yamamoto, J.R. Meneghini, F. Saltara et al. // Journal of Fluids and Structures. – 2004. – Vol. 19. – P. 467–489. DOI: 10.1016/j.jfluidstructs.2004.01.004
12. Jauvtis, N. Vortex-Induced vibration of a cylinder with two degrees of freedom / N. Jauvtis, C.H.K. Williamson // Journal of Fluids and Structures. – 2003, Vol. 17. – P. 1035–1042. DOI: 10.1016/S0889-9746(03)00051-3
13. Щеглов, Г.А. Анализ гидроупругой динамики незакрепленной балки при пространственном обтекании / Г.А. Щеглов, С.А. Кроткий // Методы дискретных особенностей в задачах математической физики: тр. XIV междунар. симп. – Харьков; Херсон, 2009. – Ч. 1. – С. 106–109.
14. Морозов, В.И. Математическое моделирование сложных аэроупругих систем / В.И. Морозов, А.Т. Пономарев, О.В. Рысев. – М.: Физматлит, 1995. – 736 с.
15. Аэрогидроупругость конструкций / А.Г. Горшков, В.И. Морозов, А.Т. Пономарев, Ф.Н. Шклярчук. – М.: Физматлит, 2000. – 592 с.
16. Дегтярь, В.Г. Метод расчета гидродинамики и динамики старта подводного аппарата с учетом упругих колебаний его корпуса / В.Г. Дегтярь, В.И. Пегов, В.В. Степанов // Вестник Концерна ПВО «Алмаз – Антей». – 2015. – № 1. – С. 49–54.

17. Пегов, В.И. Анализ гидродинамических сил, обусловленных эффектами гидроупругости / В.И. Пегов, В.В. Степанов, И.Ю. Мошкин // *Механика и процессы управления: материалы XXXIV Всерос. симп.* – М.: РАН, 2014. – С. 134–143.

18. Фершинг, Г. Основы аэроупругости / Г. Фершинг; пер.с нем. К.Ф. Плитта; под ред. Г.М. Фомина. – М.: Машиностроение, 1984. – 600 с.

19. Дегтярь, В.Г. Гидродинамика подводного старта ракет / В.Г. Дегтярь, В.И. Пегов. – М.: Машиностроение / Машиностроение – Полет, 2009. – 448 с.

20. Rattayya, J.V. Potential Flow about Bodies of Revolution with Mixed Boundary Conditions-Cross Flow / J.V. Rattayya, J.A. Brosseau, M.A. Chisholm // *Hydronautics*. – 1981. – Vol. 15. – P. 81–89.

Степанов Владимир Викторович. Ведущий математик, Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева (г. Миасс), vvsstepan@mail.ru.

Поступила в редакцию 22 сентября 2015 г.

DOI: 10.14529/engin150402

METHOD FOR DESIGN PARAMETERS DETERMINATION OF THE SYSTEM “ELASTIC AIRCRAFT – THE LAUNCHER” AT THE UNDERWATER START

V.V. Stepanov, vvsstepan@mail.ru

Academician V.P. Makeyev State Rocket Centre, Miass, Russian Federation

In this paper we developed a method for determining the design parameters of the system “aircraft – launcher”, taking into account the elasticity of the airframe. During the movement of the aircraft in the launcher, the aircraft interacts with water and elastic elements of the launcher’s amortization system. Accounting of the airframe’s elastic vibrations in water is a complex, interdisciplinary task, due to the physical diversity of the system “elastic aircraft – water” and the lack of the unified mathematical apparatus which describe the complexity of its behavior. Using the method of the simple layer potential and submitting the airframe in the form of a free beam, we have got the dependences for determining the coefficients of hydrodynamic forces acting on the elastic aircraft. To describe the dynamics of the aircraft motion in the launcher, we’ve got the system of differential equations. The results of the system of differential equations solutions are used to determine the distribution of internal force factors on aircraft axis and the dynamic forces influencing the launcher, and as well as determine the shortest distance between the aircraft and the launcher at startup. The paper presents the comparative results of the calculation of compression element launcher’s amortization with and without the elastic airframe. The presented method allows to more accurately determine the load, acting on the aircraft, and movement relative to the launcher, which is necessary for the development of new designs of aircraft and launchers with minimal weight and size.

Keywords: aircraft, launcher, elasticity, underwater start, hydrodynamic force.

Reference

1. Svetlitskiy V.A. *Dinamika starta letatel'nykh apparatov* [The Dynamics of the Start of Aircraft]. Moscow, Science Publ., 1986. 280 p.

2. Shcheglov G.A. [Study of the Dynamics of the Elastic Element Supports Nominated in a Plane-Parallel Flow]. *Bulletin of Moscow State Technical University. Ser. Mechanical Engineering*, 2008, no. 4, pp. 48–58. (in Russ.)

3. Shcheglov G.A. [Research of transients in the output of smooth uprugozakreplennyh bodies in a plane-parallel flow of a moving fluid]. *Aerospace Technologies 2004–2007: Proceedings of the National and International Scientific and Technical Conferences*. Moscow, 2008, pp. 536–545. (in Russ.)

Расчет и конструирование

4. Shcheglov G.A. [A numerical method for modeling the dynamics of the start of the two-media hydroelastic aircraft]. *Aerospace Technologies 2004–2007: Proceedings of the National and International Scientific and Technical Conferences*. Moscow, 2008, pp. 363–366. (in Russ.)
5. Shcheglov G.A. [Research hydroelastic speakers nominating body to the flow due to obstruction]. *Dinamicheskie i tekhnologicheskie problemy mekhaniki konstruksiy i sploshnykh sred: Materialy XV mezhdunarodnogo simpoziuma* [Dynamic and Technological Problems of Mechanics of Structures and Continua: XV International Symposium Materials]. Moscow, 2010, pp. 183–184. (in Russ.)
6. Chen X.-J., Wu Y.-S., Cui W.-C., Jesen J.J. Review of Hydroelasticity Theories for Global Response of Marine Structures. *Ocean Engineering*, 2006, vol. 33, pp. 439–457. DOI: 10.1016/j.oceaneng.2004.04.010
7. Hirdaris S.E., Price W.G., Temarel P., Hirdaris S.E. Two- and Three-Dimensional Hydroelastic Modelling of a Bulker in Regular Waves. *Marine Structures*, 2003, vol. 16, pp. 627–658. DOI: 10.1016/j.marstruc.2004.01.005
8. Wang S., Ertekin R.C., Riggs H.R. Computationally Efficient Techniques in the Hydroelasticity Analysis of Very Large Floating Structures, *Computers and Structures*, 1997, pp. 603–610. DOI: 10.1016/S0045-7949(96)00268-4
9. Huang L.L., Riggs H.R. The Hydrostatic Stiffness of Flexible Floating Structures for Linear Hydroelasticity. *Marine Structures*, 2000, vol. 13, pp. 91–106. DOI: 10.1016/S0951-8339(00)00007-1
10. Bishop R.E.D., Price W.G. *Gidrouprugost' sudov* [Hydroelasticity of Ships], Cambridge University Press, 1979, p. 384.
11. Yamamoto C.T., Meneghini J.R., Saltara F., Fregonesi R.A., Ferrari J.A. Jr. Numerical Simulations of Vortex-Induced Vibration on Flexible Cylinders. *Journal of Fluids and Structures*, 2004, vol. 19, pp. 467–489. DOI: 10.1016/j.jfluidstructs.2004.01.004
12. Jauvtis N., Williamson C.H.K. Vortex-Induced Vibration of a Cylinder with Two Degrees of Freedom. *Journal of Fluids and Structures*, 2003, vol. 17, pp. 1035–1042. DOI: 10.1016/S0889-9746(03)00051-3
13. Shcheglov G.A., Krotkiy S.A. [An Analysis of the Dynamics of Hydroelastic Loose Beams with a Spatial Flow]. *Metody diskretnykh osobennostey v zadachakh matematicheskoy fiziki: Trudy XIV mezhdunarodnogo simpoziuma* [Methods of discrete features in mathematical physics: Proceedings of the XIV International Symposium]. Kharkiv; Kherson, 2009, pp.106–109. (in Russ.)
14. Morozov V.I., Ponomarev A.T., Rysev, O.V. *Matematicheskoe Modelirovanie Slozhnykh Aero-uprugikh Sistem* [Mathematical Modeling of Complex Systems Aeroelastic]. Moscow, Physical and Mathematical Literature Publ., 1995. 736 p.
15. Gorshkov A.G., Morozov V.I., Ponomarev A.T., Shklyaruk F.N. *Aerogidrouprugost' konstruksiy* [Aeroelasticity Designs]. Moscow, Physical and Mathematical Literature Publ., 2000. 592 p.
16. Degtyar V.G., Pegov V.I., Stepanov V.V. [The Method of Calculating the Dynamics of Fluid Flow and Start the Underwater Vehicle with the Elastic Vibrations of His Body]. *Bulletin of Concern PVO "Almaz-Antey"*, 2015, no. 1, pp. 49–54. (in Russ.)
17. Pegov V.I., Stepanov V.V., Moshkin I.J. [Analysis of the Hydrodynamic Forces Due to Effects Hydroelasticity]. *Mekhanika i protsessy upravleniya: Materialy XXXIV Vserossiyskogo simpoziuma* [Mechanics and Control: Materials of All-Russian Symposium XXXIV]. Moscow, RAN, 2014, pp. 134–143. (in Russ.)
18. Fershing G. *Osnovy aerouprugosti* [Basics Aeroelasticity]. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg New York, 1974, 600 p.
19. Degtyar V.G., Pegov V.I. *Gidrodinamika podvodnogo starta raket* [Hydrodynamics Underwater Launch Missiles]. Moscow, Engineering / Mechanical Engineering – Flight Publ., 2009. 448 p.
20. Rattayya J.V., Brosseau J.A., Chisholm M.A. Potential Flow about Bodies of Revolution with Mixed Boundary Conditions-Cross Flow. *Hydroautics*, 1981, vol. 15, pp. 81–89. DOI: 10.2514/3.48188

Received 22 September 2015

ОБРАЗЕЦ ЦИТИРОВАНИЯ

Степанов, В.В. Метод определения проектных параметров системы «Упругий летательный аппарат – пусковое устройство» при подводном старте / В.В. Степанов // Вестник ЮУрГУ. Серия «Машиностроение». – 2015. – Т. 15, № 4. – С. 14–22. DOI: 10.14529/engin150402

FOR CITATION

Stepanov V.V. Method for Design Parameters Determination of the System “Elastic Aircraft – the Launcher” at the Underwater Start. *Bulletin of the South Ural State University. Ser. Mechanical Engineering Industry*, 2015, vol. 15, no. 4, pp. 14–22. (in Russ.) DOI: 10.14529/engin150402