

УДК 629.764

Методика оценки динамической нагруженности ракеты-носителя космического аппарата при старте с самолета-носителя

Г. И. Богомаз¹, В. П. Гусынин², В. С. Легеза³, М. Б. Соболевская¹

¹Институт технічної механіки НАН України і НКАУ, Дніпропетровськ

²Національне космічне агентство України, Київ

³Державне конструкторське бюро «Південне», Дніпропетровськ

Надійшла до редакції 21.09.98

На основі аналізу існуючих в Україні проектів авіаційно-космічного ракетного комплексу (АКРК) визначено проблеми, які потрібно вирішити для забезпечення високих тактико-технічних та експлуатаційних характеристик комплексу повітряного базування на стадії його проектування. Для визначення вимог до конструкції перспективного АКРК запропоновано методику оцінки динамічних навантажень ракет-носіїв при їх повітряному старті з літака-носія.

Современное состояние мирового рынка транспортно-космических услуг, а также тенденции его развития определяют основные направления модернизации существующих ракет-носителей (РН) и диктуют необходимость разработки новых конкурентоспособных и надежных космических ракетных комплексов. В настоящее время одними из наиболее перспективных транспортных средств по доставке грузов в космос являются двухступенчатые авиационно-космические ракетные комплексы (АКРК) с горизонтальным стартом орбитальной ступени (ОС). В качестве первой ступени в АКРК используется самолет-носитель (СН), а в качестве орбитальной ступени — ракеты-носители или воздушно-космические самолеты [6].

Среди основных достоинств АКРК следует выделить относительно невысокую стоимость их создания и эксплуатации; более широкий маневр азимутами пуска и возможными наклонениями орбит; большие энергетические характеристики ОС, обес-

печенные начальными условиями воздушного старта в результате подъема ОС самолетом-носителем на заданную высоту и достижения соответствующей скорости; возможность использования уже имеющихся районов отчуждения или нейтральных вод Мирового океана для падения отработавших частей ОС; отсутствие необходимости в дорогостоящих стартовых комплексах; возможность коммерческого предоставления пусковых услуг заказчикам, которые не имеют собственных средств выведения и космодромов, а также тем, кто в силу особенностей своего географического положения не может осуществить пуски средств выведения со своей территории. Дополнительным аргументом в пользу создания АКРК является эксплуатация с 1990 года в США авиационно-космического ракетного комплекса легкого класса «Пегас», а также ее модификации «Пегас-XL» [1].

В проектах двухступенчатых АКРК рассматриваются различные варианты размещения ОС на СН:

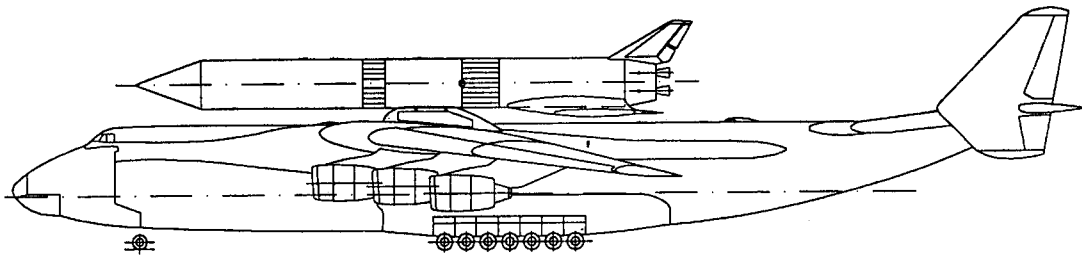


Рис. 1. Авиационно-космический ракетный комплекс «Свитязь»

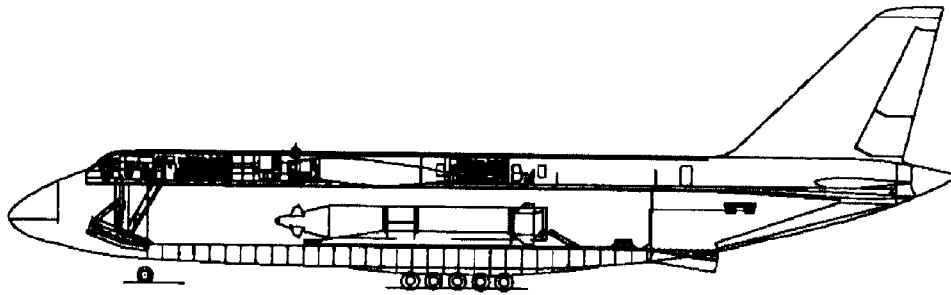


Рис. 2. Авиационно-космический ракетный комплекс «Ориль»

- на верхней внешней подвеске (на фюзеляже СН);
- на нижней внешней подвеске (под крылом или под фюзеляжем СН);
- внутри фюзеляжа СН.

Такое разнообразие вариантов размещения ОС на СН обусловлено в основном наличием конкретного базового самолета, его конструктивными особенностями, решаемыми задачами и перспективами усовершенствования (повышения энергетических возможностей) данного АКРК.

Для разработки и создания ракетно-космического комплекса воздушного базирования в Украине имеются реальные возможности, обусловленные наличием научно-технического, конструкторского, технологического и промышленного потенциала, накопленного в авиастроении и ракетостроении при создании тяжелых транспортных самолетов и боевых ракет. Предварительные проработки возможности создания в Украине АКРК были проведены в рамках проектов «Свитязь» и «Ориль».

АКРК «Свитязь» (рис. 1) предназначен для выведения полезной нагрузки массой до 8 т на низкие орбиты. В состав АКРК «Свитязь» входят:

- самолет-носитель, разрабатываемый на базе самолета Ан-225 «Мрия» (головной разработчик — АНТК «Антонов»);
- ракета-носитель «Свитязь», разрабатываемая на базе узлов, агрегатов и систем РН «Зенит» и закрепляемая на фюзеляже самолета-носителя (головной разработчик — ГKB «Южное»);

- авиационно-ракетная база, создаваемая на основе инфраструктуры одного из аэродромов Украины.

Режим старта РН «Свитязь» с самолета-носителя имеет ряд особенностей, в том числе:

- выполнение после набора самолетом заданной высоты предстартового маневра с целью обеспечения максимально возможного положительного угла наклона траектории и отрицательной нормальной перегрузки к моменту отделения ракеты от самолета;
- синхронный разрыв механических связей между РН и СН;
- разведение ракеты-носителя и самолета-носителя при малых углах тангажа РН и отрицательных углах атаки СН в момент отделения;
- поэтапное включение двигателей I ступени РН после временной задержки, необходимой для исключения соударений РН с элементами СН и предотвращения воздействия температурных и акустических нагрузок на конструкцию самолета от факела работающих двигателей I ступени.

В настоящее время проекты авиационно-космических ракетных комплексов, аналогичные АКРК «Свитязь», разрабатываются в разных странах, в том числе в России — МАКС и МАКС-Т, Великобритании — INTERIUM-HOTOL, Японии — WHAL [5].

АКРК «Ориль» (рис. 2) предназначен для выведения полезных грузов массой до 1 т на различные орбиты высотой до 1000 км во всем диапазоне

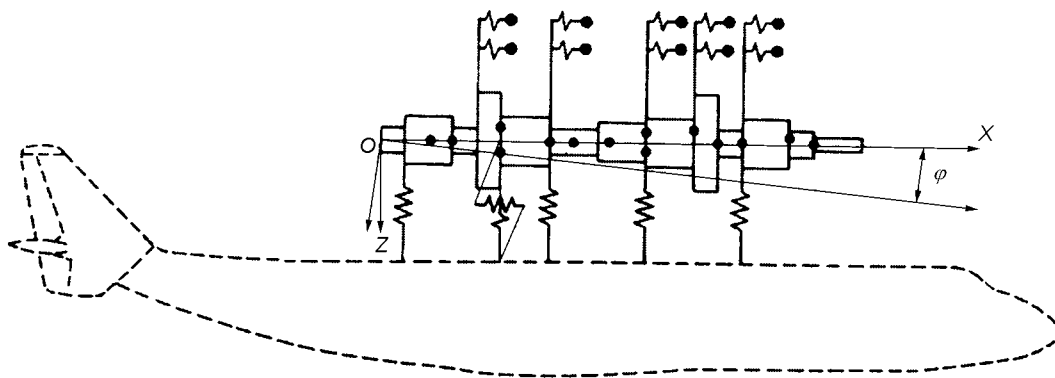


Рис. 3. Распределенная расчетная схема РН в составе АКРК

наклонений орбит. Комплекс «Ориль» имеет в своем составе:

- самолет-носитель, разрабатываемый на базе сертифицированного самолета АН-124 (головной разработчик — АНТК «Антонов»);
- четырехступенчатую твердотопливную РН легкого класса, разрабатываемую на базе элементов конвертируемых боевых ракет и размещаемую внутри фюзеляжа СН на подвижной транспортно-пусковой платформе (головной разработчик — ГКБ «Южное»);
- производственно-технологическую базу.

Старт ракеты-носителя «Ориль» с самолета-носителя осуществляется методом «парашютного срыва» следующим образом [2]:

- на участке разделения ступеней АКРК открываются створки грузовой кабины СН и раскрепляется транспортно-пусковая платформа (ТПП) с РН относительно самолета-носителя;
- раскрывается парашютная система, которая вытягивает из грузовой кабины СН транспортно-пусковую платформу с РН;
- РН раскрепляется относительно ТПП и отделяется от нее;
- самолет-носитель выполняет маневр по уходу от РН и траектории ее полета на безопасное расстояние;
- запускаются двигатели РН и начинается ее управляемый полет.

В результате проведенных в рамках проектов «Связь» и «Ориль» предварительных проработок возможности создания перспективного АКРК выявлена необходимость решения на стадии проектирования ряда проблем, в том числе:

- выбор рациональных компоновочных схем АКРК и элементов крепления РН к самолету-носителю;
- оптимизация параметров движения СН и РН на участках совместного и автономного полета,

схемы и параметров механических связей ракеты с самолетом, аэродинамической нагруженности РН;

- оценка методами математического моделирования динамической нагруженности РН при старте с учетом диапазона выводимых полезных нагрузок, особенностей закрепления РН, последовательности запуска двигательных установок и комплекса возникающих при старте нестационарных динамических воздействий;
- определение параметров процесса безопасного разделения РН и СН;
- анализ продольной устойчивости РН с учетом кавитации в насосах жидкостных ракетных двигателей и прогнозирование режимов продольных колебаний;
- разработка норм прочности РН с учетом взаимодействия с самолетом-носителем в условиях комплексного воздействия полетных нагрузок;
- анализ динамики АКРК при возможной аварийной посадке после несостоявшегося старта.

Одной из наиболее важных проблем при создании перспективных АКРК является обеспечение безопасности операции разделения и начального разведения орбитальной ступени и самолета-носителя. Поэтому при определении облика перспективного АКРК и выборе рациональных параметров конструкции ОС, элементов ее крепления к самолету-носителю, момента включения и схемы запуска двигателей ОС необходим углубленный анализ режима старта ОС в условиях комплексного воздействия полетных нагрузок. При этом должны быть учтены особенности взаимодействия самолета-носителя с орбитальной ступенью на этапе совместного полета, а также изменение структуры системы в процессе их разделения и начального разведения.

Для моделирования динамики воздушного старта РН, закрепленной на верхней внешней подвеске самолета-носителя, и оценки динамической нагру-

женности корпуса РН разработана методика, основанная на использовании расчетной схемы (рис. 3) в виде неоднородной по инерционным и жесткостным характеристикам балочной конструкции с сосредоточенными включениями в распределенные параметры и упруго подвешенными массами, имитирующими подвижность жидкости в топливных баках [4, 7]. Крепление РН к самолету-носителю представлено упруго-диссипативными связями. Учитывается, что в момент старта РН рассматриваемая механическая система изменяет свою структуру, становясь свободной от удерживающих связей. Предполагается, что в предстартовом состоянии на закрепленную РН действуют распределенные по длине конструкции аэродинамические силы, имеющие продольные и поперечные составляющие; силы, вызванные поперечными перегрузками на РН в результате предстартового маневра СН, а также массовые силы. При отключении связей между РН и СН меняется характер внешних воздействий: исчезают нагрузки, моделирующие взаимодействие РН и СН, но появляются сила тяги двигателей РН, имеющая кусочно-линейную зависимость от времени, и обусловленные ею продольные инерционные нагрузки.

Дифференциальные уравнения, описывающие динамику старта РН с учетом упругости ее корпуса в продольно-вертикальной плоскости движения, инерции вращения и деформации сдвига, выведены из уравнений Лагранжа II рода

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_i} = Q_i, \quad (1)$$

где T — кинетическая энергия движения произвольного балочного элемента dx ; Q_i — действующие на него обобщенные силы; q_i — обобщенные координаты.

Предполагается, что в сечении $x = x_i$, совпадающим с центром масс участка dx , приложены:

- F_{ij}, N_{ij}, N_i^q — продольные и поперечные внешние воздействия, в том числе сила тяги двигателей РН, аэродинамические и инерционные нагрузки;
- R_{ij}^u, R_{ij}^v — реакции закреплений в продольном и поперечном направлениях, имеющие нелинейную зависимость от времени;
- P_{ij}^x — силы взаимодействия между корпусом РН и упруго подвешенной массой m_{ij}^x , характеризующей подвижную часть жидкости в топливном баке;
- $S(x, t), Q(x, t), M(x, t)$ — внутренние силовые факторы, а именно, продольная сила, направленная по касательной к изогнутой оси балки, поперечная сила и изгибающий момент.

При продольно-изгибных колебаниях балочной конструкции в плоскости XOZ движение рассматриваемого элемента dx описывается независимыми линейными перемещениями u и v вдоль координатных осей центра масс поперечного сечения $x = x_i$, углом поворота φ вокруг оси, проходящей через центр масс этого сечения перпендикулярно к плоскости XOZ и перемещениями упруго подвешенных масс m_{ij}^x .

На основании уравнений движения произвольного элемента dx получена система нелинейных дифференциальных уравнений второго порядка в частных производных, описывающая продольно-изгибные колебания РН как балочной конструкции при нестационарных внешних воздействиях, возникающих в процессе старта РН с самолета-носителя. Для получения численного решения эти уравнения преобразованы к системе обыкновенных дифференциальных уравнений с помощью модифицированного метода прямых [3]. Такое преобразование соответствует замене исходной распределенной системы с бесконечным числом степеней свободы ее конечномерным механическим аналогом в виде разветвленной системы дискретных масс, связанных упруго-диссипативными элементами [7]. Для этого неоднородная балка делится на n участков по возможности одинаковой длины и примерно однородных по упруго-массовым характеристикам (рис. 4). При этом для корректности перехода к дискретно массовой схеме выполнены следующие условия:

- центры масс участков разбиения соответствуют сечениям, где расположены закрепления, упруго подвешенные массы, сосредоточенные внешние силы;
- статический момент участка разбиения относительно его центра масс равен нулю;
- момент инерции участка относительно оси, проходящей через его центр масс перпендикулярно плоскости движения, определен с учетом всех имеющихся на участке сосредоточенных включений.

Принято, что участки разбиения могут быть несимметричны относительно их центров масс. При

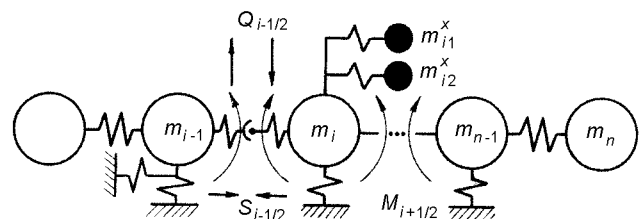


Рис. 4. Дискретно-массовая расчетная схема РН в составе АКРК

переходе от распределенной к дискретной модели принято следующее соответствие. Пусть длина i -го участка разбиения равна Δl_i . Центр масс находится в сечении x_i , а границами участка являются сечения $x_{i-1/2}$ и $x_{i+1/2}$, где действуют соответствующие внутренние силовые факторы $S_{i-1/2}$, $Q_{i-1/2}$, $M_{i-1/2}$ и $S_{i+1/2}$, $Q_{i+1/2}$, $M_{i+1/2}$. В i -м узле дискретной модели сосредоточена масса i -го участка с учетом имеющихся на нем включений. Дискретные массы связаны упруго-диссипативными элементами, имеющими шарнирное соединение, где действуют указанные выше продольные, поперечные силы и изгибающие моменты.

Динамика РН при старте с самолета-носителя в рамках используемой механической аналогии описывается следующей системой обыкновенных нелинейных дифференциальных уравнений второго порядка с разрывной правой частью, обусловленной перестройкой структуры механической системы РН—СН:

$$\left\{ \begin{array}{l} \left(m_i^u + \sum_{j=1}^{n_{1i}} M_{ij}^u \right) \ddot{u}_i = X_{i+1/2} - X_{i-1/2} - \sum_{j=1}^{n_{3i}} R_{ij_u} - \\ - \sum_{j=1}^{n_i} P_{ij}^x + \sum_{j=1}^{n_{2i}} F_{ij} - \left(m_i^u + \sum_{j=1}^{n_{1i}} M_{ij}^u \right) g \sin \alpha, \\ \left(m_i^v + \sum_{j=1}^{n_{1i}} M_{ij}^v \right) \ddot{v}_i = Z_{i+1/2} - Z_{i-1/2} - \sum_{j=1}^{n_{5i}} R_{ij_v} + \\ + \sum_{j=1}^{n_{4i}} N_{ij} + N_i^q + \left(m_i^v + \sum_{j=1}^{n_{1i}} M_{ij}^v \right) g \cos \alpha, \\ \left(I_i + \sum_{j=1}^{n_{1i}} I_{ij} \right) \ddot{\psi}_i = M_{i-1/2} - M_{i+1/2} - \\ - X_{i+1/2} (v_i - v_{i+1/2}) + X_{i-1/2} (v_i - v_{i-1/2}) + \\ + Z_{i-1/2} l'_{i1} + Z_{i+1/2} l'_{i1} + \sum_{j=1}^{n_{3i}} R_{ij}^u a_{ij} - \sum_{j=1}^{n_{2i}} F_{ij} e_{ij}, \\ m_{ij}^x \ddot{u}_i = P_{ij}^x - m_{ij}^x g \sin \alpha, \quad (j = 1, \dots, n_i^*; i = 1, \dots, n), \end{array} \right. \quad (2)$$

$$X_{i+1/2} = S_{i+1/2} - Q_{i+1/2} \varphi_{i+1/2},$$

$$Z_{i+1/2} = S_{i+1/2} \varphi_{i+1/2} + Q_{i+1/2},$$

$$\varphi_{i+1/2} = \frac{\varphi_{i+1} + b_{i+1/2} \varphi_i}{1 + b_{i+1/2}}, \quad v_{i+1/2} = \frac{v_{i+1} + b_{i+1/2} v_i}{1 + b_{i+1/2}},$$

$$l_i = x_{i+1/2} - x_{i-1/2} = l'_i + l''_i, \quad b_{i+1/2} = l''_i / l'_i, \quad (3)$$

$$R_{ij}^u = c_{ij}^u (u_i - a_{ij} \varphi_i + \mu_{ij}^u (\dot{u}_i - a_{ij} \dot{\varphi}_i)),$$

$$R_{ij}^v = c_{ij}^v (v_i + \mu_{ij}^v \dot{\varphi}_i).$$

В приведенных формулах i — номер рассматриваемой дискретной массы; u_i , v_i , φ_i , u_{ij} — ее перемещения и перемещения присоединенных к ней масс m_{ij}^x ; M_{ij}^u , M_{ij}^v , m_i^u , m_i^v , m_{ij}^x — массовые характеристики сосредоточенных включений, твердых тел и осцилляторов при продольных и поперечных колебаниях соответственно; I_{ij} , I_i — инерционные характеристики сосредоточенных включений и твердых тел; $X_{i+1/2}$, $Z_{i+1/2}$ — соответствующие внутренним силовым факторам проекции на оси инерциальной системы координат; l'_i , l''_i , a_{ij} , e_{ij} — геометрические характеристики конструкции; g — ускорение свободного падения; α — угол тангажа; R_{ij}^u , R_{ij}^v , c_{ij}^u , c_{ij}^v , μ_{ij}^u , μ_{ij}^v — реакции в связях РН с СН в продольном и поперечном направлениях, соответствующие им жесткости и коэффициенты демпфирования.

Выражения, связывающие силы и моменты с перемещениями в соответствии с принятой реологической моделью Фойхта—Кельвина, в результате перехода от распределенной к дискретно-массовой модели имеют вид

$$S_{i+1/2} = c_{i+1/2}^u [u_{i+1} - u_i + \mu_{i+1/2}^u (\dot{u}_{i+1} - \dot{u}_i)],$$

$$Q_{i+1/2} = c_{i+1/2}^v [v_{i+1} - v_i + \mu_{i+1/2}^v (\dot{v}_{i+1} - \dot{v}_i)] - c_{i+1/2}^{v*} [\varphi_{i+1} + b_{i+1/2} \varphi_i + \mu_{i+1/2}^{v*} (\dot{\varphi}_{i+1} + b_{i+1/2} \dot{\varphi}_i)],$$

$$M_{i+1/2} = -c_{i+1/2}^{\varphi} [\varphi_{i+1} - \varphi_i + \mu_{i+1/2}^{\varphi} (\dot{\varphi}_{i+1} - \dot{\varphi}_i)],$$

$$c_{i+1/2}^u = \frac{\int_{x_i}^{x_{i+1}} EF(x) dx}{(\Delta x_{i+1/2})^2}, \quad c_{i+1/2}^{\varphi} = \frac{\int_{x_i}^{x_{i+1}} EI(x) dx}{(\Delta x_{i+1/2})^2},$$

$$\Delta x_{i+1/2} = x_{i+1} - x_i,$$

$$c_{i+1/2}^{v*} = \frac{\int_{x_i}^{x_{i+1}} \beta GF(x) dx}{(\Delta x_{i+1/2})^2}, \quad c_{i+1/2}^{v*} = \Delta l'_i c_{i+1/2}^v,$$

где $c_{i+1/2}^u$, $c_{i+1/2}^v$, $c_{i+1/2}^{v*}$, $c_{i+1/2}^{\varphi}$, $\mu_{i+1/2}^u$, $\mu_{i+1/2}^v$, $\mu_{i+1/2}^{v*}$, $\mu_{i+1/2}^{\varphi}$ — жесткости связей между дискретными массами при растяжении—сжатии, сдвиге и изгибе, а также соответствующие им коэффициенты демпфирования; $F(x)$, $I(x)$ — площадь и момент инерции поперечного сечения балки; $\beta(x)$ — коэффициент, зависящий от формы поперечного сечения; E , G — модули Юнга первого и второго родов.

Силы взаимодействия, возникающие при относительных перемещениях осцилляторов определяются соотношениями

$$P_{ij}^x = c_{ij}^x [u_i - u_{ij} + \mu_{ij}^x (\dot{u}_i - \dot{u}_{ij})], \quad (j = 1, \dots, n_i^*). \quad (5)$$

Здесь c_{ij}^x, μ_{ij}^x — жесткости упруго подвешенных масс и соответствующие им коэффициенты демпфирования.

Математическое описание жесткостных характеристик связей РН с СН имеет вид

$$c_{ij}^u = \begin{cases} \bar{c}_{ij}^u, & t = 0, \\ 0, & t > 0, \end{cases} \quad i = 1, \dots, n, \quad j = 1, \dots, n_{3i},$$

$$c_{ij}^v = \begin{cases} \bar{c}_{ij}^v, & t = 0, \\ 0, & t > 0, \end{cases} \quad i = 1, \dots, n, \quad j = 1, \dots, n_{5i},$$
(6)

где $\bar{c}_{ij}^u, \bar{c}_{ij}^v$ — константы, характеризующие значения жесткостей связей РН с СН соответственно в продольном и поперечном направлениях.

Внешние нагрузки моделируются разрывными функциями, составляющими правые части системы уравнений (2):

$$\sum_{j=1}^{n_{2i}} F_{ij} = \begin{cases} F_{ax} + a_{x0} \left(m_i^u + \sum_{j=1}^{n_{1i}} M_{ij}^u \right), & t = 0, \\ F_{ax} + a_{xk} \left(m_i^u + \sum_{j=1}^{n_{1i}} M_{ij}^u \right) + F_T, & t > 0, \end{cases}$$

$$\sum_{j=1}^{n_{4i}} N_{ij} = \begin{cases} F_{az} + a_{z0} \left(m_i^v + \sum_{j=1}^{n_{1i}} M_{ij}^v \right), & t = 0, \\ F_{az} + a_{zk} \left(m_i^v + \sum_{j=1}^{n_{1i}} M_{ij}^v \right) + F_T, & t > 0, \end{cases}$$

$$i = 1, \dots, n;$$
(7)

где F_{ax}, F_{az} — продольная и поперечная составляющие аэродинамических нагрузок на i -ю дискретную массу; F_T — сила тяги двигателей РН, имеющая кусочно-линейную зависимость от времени; a_{x0}, a_{z0} — продольные и поперечные ускорения, характеризующие инерционные нагрузки на i -ю массу соответственно в начальный момент старта РН ($t = 0$) и при $t > 0$.

Начальные перемещения дискретных масс от внешних нагрузок, действующих на закрепленную РН до расфиксации ее связей с самолетом-носителем, определяются из решения задачи о статическом равновесии механической системы в рассматриваемый момент времени. Для этого в системе дифференциальных уравнений движения принимаются равными нулю ускорения всех дискретных масс, их поперечные и угловые скорости, а также учитывается, что скорости в продольном направлении имеют одинаковые значения, равные скорости самолета в момент старта. Решение уравнений,

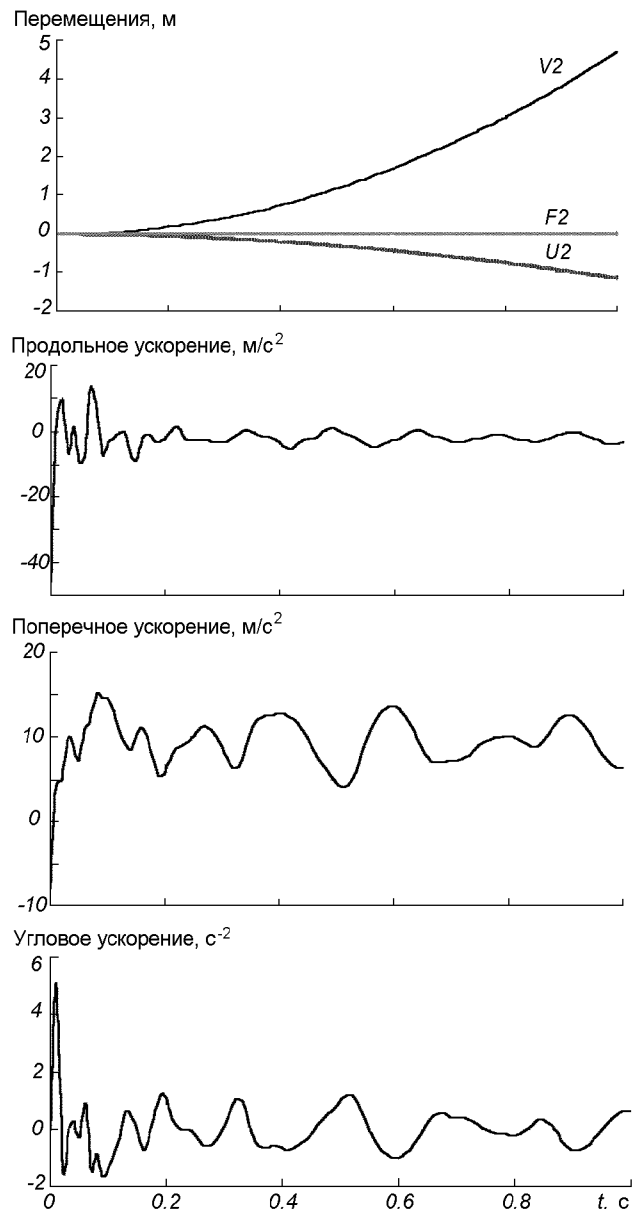


Рис. 5. Результаты расчета динамической нагруженности РН при старте с самолета-носителя (АКРК «Свиязь»)

описывающих старт РН с самолета-носителя, осуществляется путем численного интегрирования методом «прогноз-коррекция» с вычислением начальных точек по методу Рунге—Кутты для каждого нового состояния системы, полученного в результате перестройки ее структуры.

В целом разработанная математическая модель (1)—(5) позволяет исследовать переходные процессы и нагруженность РН при старте с самолета-носителя с учетом неоднородности конструкции по

инерционным и жесткостным характеристикам, упругости ее корпуса и особенностей крепления к самолету. При этом принимается во внимание нелинейный характер взаимодействия РН с СН, изменение структуры системы в результате расфиксации удерживающих связей, комплексное воздействие нестационарных внешних нагрузок. При решении задачи в зависимости от расположения РН относительно самолета-носителя (РН расположена над фюзеляжем, под фюзеляжем СН или под крылом СН) соответственно задаются места и вид прикладываемых внешних нагрузок, а также реакции в связях РН с СН.

В качестве иллюстрации использования разработанного математического и программного обеспечения приведены результаты расчета динамической нагруженности РН при старте с самолета-носителя (проект АКРК «Свитязь»). Расчетная схема РН составлена из 20 дискретных масс, моделирующих корпус ракеты, и четырех присоединенных масс, имитирующих колебания жидкого топлива в баках. Предполагалось, что старт происходит при угле тангажа 16° и отрицательных поперечных перегрузках $3\text{--}5 \text{ м/с}^{-2}$. В течение 0.3 с после расфиксации связей с СН ракета-носитель движется свободно и управляется воздушными рулями, затем включается ее рулевой, а через 3 с — маршевый двигатель. На рис. 5 приведены графики изменения перемещений и ускорений опорного сечения первой ступени РН после расфиксации удерживающих связей с СН в момент времени $t = 0$. Результаты исследования возникающего при старте переходного процесса с учетом изменения схемы запуска двигателей РН и параметров внешних воздействий показали, что характер и максимальные значения ускорений в сечениях РН существенным образом зависят от начальных условий ее старта, величин действующих аэродинамических и инерционных нагрузок, момента отключения связей с самолетом-носителем и темпа нарастания силы тяги двигателей РН.

Всесторонний анализ динамической нагруженности РН при ее старте с СН с использованием предложенной выше методики позволит осуществить рациональный выбор компоновочных схем АКРК и элементов крепления РН к СН, оптимизи-

ровать параметры механических связей ракеты с самолетом, выработать ряд необходимых требований и ограничений для включения их в тактико-техническое задание на перспективный авиационно-космический ракетный комплекс.

1. Гусынин В. П. Авиационно-космическая система «Пегас». Обзор по материалам открытой зарубежной печати за 1988—1996 гг. 1. Проект «Пегас» // Космічна наука і технологія.—1998.—4, № 1/2.—С. 3—9.
2. Гусынин В. П. Особенности разделения ступеней авиационно-космических систем горизонтального старта // Техническая механика.—1998.—Вып. 7.—С. 160—165.
3. Демин Ю. В., Богомаз Г. И., Науменко Н. Е. Динамика машиностроительных и транспортных конструкций при нестационарных воздействиях. — К.: Наук. думка, 1995.—188 с.
4. Демин Ю. В., Богомаз Г. И., Соболевская М. Б. Математическое моделирование нагруженности ракеты-носителя авиационно-космического комплекса при старте // Аэрокосмическая индустрия и экология. Проблемы конверсии и безопасности: Тез. докл. I Междунар. симп., Днепропетровск., 21—25 мая 1995. — Киев: КГУ, 1995.—С. 54.
5. Лозино-Лозинский Г. Е., Дудар Э. Н. Сравнительный анализ многоэтажных космических транспортных систем // Проблемы механики и надежности машин.—1995.—№ 4.—С. 3—12.
6. Урусский О. С., Лозино-Лозинский Г. Е., Легеза В. С. и др. Авиационно-космические системы воздушного базирования // Аэрокосмическая индустрия и экология. Проблемы конверсии и безопасности: Тез. докл. I Междунар. симп., Днепропетровск., 21—25 мая 1995. — Киев: КГУ, 1995.—С. 60.
7. Bogomaz G. I., Naumenko N. E., Sobolevskaya M. B., et al. Methods for dynamic characteristics estimation of rocket and space techniques as variable structure systems // Proc. of fourth Ukraine-Russia-China symposium on space science and technology, September 12—17, 1996. — Kiev: Nat. Space Agency of Ukraine, 1996.—Vol. 1.—P. 242—243.

METHODS FOR ESTIMATING THE DYNAMIC LOADING RESPONSE OF THE LAUNCHERS WHICH START FROM AIRPLANE CARRIERS

G. I. Bogomaz, V. P. Gusynin, V. S. Legeza,
and M. B. Sobolevskaya

The problems which have to be solved for providing high tactical and operational characteristics and specifications of an air-based complex at the stage of its design are specified on the basis of the analysis of the aerospace rocket complex (ASRC) projects existing in Ukraine. To define the requirements for a prospective ASRC desing, we propose a technique for estimating the dynamic loading response of launchers which start from airplane carriers.