

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ АЭРОУПРУГОЙ ДИНАМИКИ ВОЗДУШНОГО СТАРТА ПРИ НАЛИЧИИ СЛУЧАЙНОГО РАЗБРОСА ПАРАМЕТРОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ

О.Н. Тушев, Г.А. Щеглов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Российская Федерация
e-mail: georg@energomen.ru

Рассмотрена проблема безопасного десантирования ракеты космического назначения из фюзеляжа транспортного самолета в пространственный поток несжимаемой среды при воздушном старте. Исследовано влияние стохастических характеристик спутного следа за самолетом-носителем на динамику процесса десантирования. Решена сопряженная задача аэроупругости, нестационарные аэродинамические нагрузки определены методом вихревых элементов. Методом стохастического анализа при умеренной загрузке ресурсов машины получены границы областей разброса кинематических параметров движения ракеты: линейных и угловых перемещений. Вероятность попадания в эти границы соответствует практически достоверному событию. Результаты численного моделирования показали, что случайный разброс начального состояния спутного следа дает существенную ширину границ области разброса кинематических параметров движения ракеты не только в плоскости тангажа, но и в плоскости рыскания.

Ключевые слова: воздушный старт, аэроупругость, метод вихревых элементов, динамика конструкций, стохастический анализ.

NUMERICAL SIMULATION OF AIR LAUNCH AEROELASTICITY WITH RANDOM VARIATION OF AERODYNAMIC LOADING PARAMETERS

O.N. Tushev, G.A. Shcheglov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation
e-mail: georg@energomen.ru

The problem of safe air launch vehicle descent from heavy airlifter cargo bay is considered. The influence of aircraft fuselage vortex wake on the descend dynamics is studied. Three-dimensional incompressible flow is considered. The coupled fluid - structure interaction problem is solved. Vortex element method with new vortex element — vortex cell for unsteady flow dynamic simulation is used. The elastic-mass model of the vehicle and launcher is taken into account. Aim of this work is to study influence of wake stochastic characteristics on the unsteady aerodynamic loads and on kinematic parameters of launch vehicle motion. Stochastic analysis method is used to define the boundaries of kinematic parameters' variation region. The probability of hitting a random event into the region with boundaries is found to be almost equal to the probability of a certain event. An original algorithm with moderate computational cost is presented for determining the boundaries of the parameter variation region. Numerical simulation results are obtained for variation regions of linear and angular displacements boundary of heavy launch vehicle prototype. It is shown that random variation of the wakes initial state gives a significant variation region for kinematic parameters of the vehicle, not only in the pitch plane, but also in the yaw plane so that the worst-case combination of parameters can lead to emergency.

Keywords: air launch, aeroelasticity, vortex element method, structural dynamics, stochastic analysis.

В настоящее время для запуска ракет-носителей (РН) с космическими аппаратами активно разрабатываются проекты воздушных стартовых комплексов [1–4]. Среди существующих схем запуска РН из самолета-носителя (СН) наиболее эффективна схема воздушного старта из грузового отсека (ВСГО) СН [1, 5]. Одной из важнейших задач анализа динамики ВСГО по такой схеме является обеспечение безопасного десантирования РН, особенно при использовании пилотируемого СН. Данный этап функционирования комплекса ВСГО наиболее сложен с точки зрения динамики и режима работы систем управления. Для уменьшения риска нештатных ситуаций при выборе проектных параметров актуальным является расчетно-теоретическое определение нестационарных нагрузок при десантировании ракеты. Несмотря на то, что имеются публикации на данную тему [6, 7], эта задача с учетом вихреобразования в следе за СН до конца не исследована.

Экспериментальные данные показывают [1], что при проектировании систем с ВСГО без оценки влияния нестационарных аэродинамических нагрузок, вызываемых вихревым движением воздуха в спутном следе за СН, результаты расчетов динамики процесса десантирования могут оказаться некорректными или даже принципиально неверными. Особенно это касается учета случайного характера нагрузок, которые всегда возникают при взаимодействии тела с завихренным потоком. Проведенный авторами анализ литературы не выявил теоретических исследований, посвященных данной теме.

Пренебрежение случайными аэродинамическими нагрузками при взаимодействии стартующей ракеты с вихревым следом за СН может привести к существенному искажению картины нагрузок и принципиальным ошибкам при проектировании перспективных аэрокосмических систем, следовательно, к неоправданным затратам при конструировании.

В работе [7] было проведено численное моделирование аэроупругой динамики воздушного старта с учетом интенсивного вихреобразования в детерминированной постановке. Целью настоящего исследования является разработка методологии, математического обеспечения и программного комплекса, учитывающих случайный характер аэродинамических возмущений при расчете взаимодействия выдвигаемой в поток упругой ракеты с вихревым следом за СН.

Постановка задачи и метод решения. Рассмотрим модельную задачу, расчетная схема которой представлена на рис. 1. Введем допущение о том, что после выполнения предстартового маневра “Горка” [6] непосредственно перед десантированием СН инерциально движется в нормальной прямоугольной земной системе координат $O_g X_g Y_g Z_g$. Самолет-носитель обтекается потоком несжимаемой среды с постоянной плотностью ρ_∞ и постоянной скоростью $\vec{V}_\infty = \{V_x, V_y, V_z\}^T$.

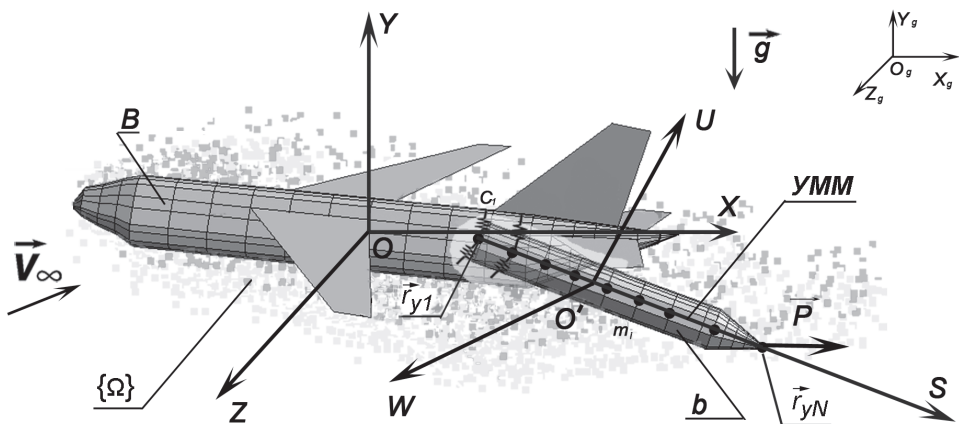


Рис. 1. Расчетная схема задачи

Примем, что среда имеет настолько малую вязкость, что при моделировании можно использовать подход Прандтля: эффекты вязкости учитываются только вблизи обтекаемой поверхности как причина генерации завихренности, а в области течения среда рассматривается как идеальная. Вектор ускорения свободного падения \vec{g} направлен вдоль $O_g Y_g$. За счет выполнения маневра “Горка” РН разгружена вертикальной перегрузкой n_y , что учитывается как $|\vec{g}| = n_y g$.

Самолет-носитель моделируется абсолютно жестким телом B , с которым связана нормальная прямоугольная инерциальная система координат $OXYZ$. Ракета-носитель моделируется телом вращения b . Введем подвижную систему координат $O'SUW$ (орты $\vec{i}_b, \vec{j}_b, \vec{k}_b$), связанную с центром масс b . Продольная ось ракеты $O'S$ в начальный момент времени совпадает с OX . Положение $O'SUW$ относительно $OXYZ$ определяется радиусом-вектором $\vec{R}_0 = \{X_C, Y_C, Z_C\}^T$, а ориентация — углами Эйлера $\{\gamma, \vartheta, \psi\}^T$.

Ракета считается упругодеформируемой по балочной модели. С осью b связана упруго-массовая модель (УММ), состоящая из N сосредоточенных масс m_i , соединенных невесомыми балочными элементами. Положение сосредоточенных масс в $O'SUW$ задается радиусами-векторами $\vec{r}_{yi} = s_i \vec{i}_b + u_i \vec{j}_b + w_i \vec{k}_b$, где s_i — координата узла в положении равновесия, u_i, w_i — перемещения узлов при деформации.

Пусковая установка упрощенно моделируется линейными упруго-вязкими связями с жесткостью $c_i = H(X_n - X_i)C_i$, где $H(x)$ — функция Хевисайда и декрементом колебаний n_i . Координата рампы люка СН, где происходит обрыв связей, обозначена как X_n . После обрыва всех связей ($X_1 \geq X_n$) тело b движется под действием силы тяжести и нестационарных аэродинамических сил до момента окончания расчета $t = t_k$.

Ракета-носитель из СН десантируется под действием внешней силы \vec{P} , направленной вдоль OX , которая прикладывается к узлу $i = 1$

УММ в момент времени t_C и действует в течение времени t_{Π} . При де-сантировании упругие связи свободно перемещаются вместе с телом b вдоль OX .

Рассмотрим вихревое пространственное обтекание поверхности объединенного тела $K = B \cup b$, аппроксимируемой N_P плоскими панелями. Для панелей заданы контрольная точка \vec{r}_{Ki} и внешняя нормаль \vec{n}_{Ki} ($i = 1, \dots, N_P$). Введем допущение о том, что струи от двигателей оказывают на РН существенно меньшее влияние, чем спутный вихревой след от фюзеляжа крыльев и оперения.

Связанная задача аэроупругости состоит из трех групп уравнений. Первая группа уравнений описывает движение ракеты как твердого тела:

$$\begin{aligned} \dot{\vec{R}}_0 &= [A] \vec{U}_0; \quad M \left(\dot{\vec{U}}_0 + \vec{\omega} \times \vec{U}_0 \right) = [A]^T \sum_{i=1}^N \vec{F}_i; \\ [J] \dot{\vec{\omega}} + \vec{\omega} \times [J] \vec{\omega} &= [A]^T \left(\sum_{i=1}^N \vec{F}_i \times \vec{r}_{yi} \right); \\ \dot{\gamma} &= \omega_x - (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma) \operatorname{tg} \vartheta; \quad \dot{\vartheta} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\ \dot{\psi} &= \sec \vartheta (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma); \\ \vec{R}_0(t_0) &= \{X_0, Y_0, Z_0\}^T; \quad \gamma(t_0) = \gamma_0; \quad \psi(t_0) = \psi_0; \quad \vartheta(t_0) = \vartheta_0; \end{aligned} \quad (1)$$

$$\vec{U}_0(t_0) = \{U_{x0}, U_{y0}, U_{z0}\}^T; \quad \vec{\omega}(t_0) = \{\omega_{x0}, \omega_{y0}, \omega_{z0}\}^T,$$

где $\vec{\omega}$, M , $[J]$ – вектор угловой скорости, масса и тензор инерции тела b ; $[A]$ – матрица поворота; $\vec{F}_i = \vec{F}_{ai}(p) + m_i \vec{g} + \vec{F}_{\text{упр}i}$ – сумма аэродинамических сил, сил веса и реакций связей, действующих на i -й узел УММ.

Вторая группа уравнений описывает малые колебания масс УММ:

$$\begin{aligned} [m]\{\ddot{u}\} + [\xi]\{\dot{u}\} + [C]\{u\} &= \{F_{ua}\} + \{G_u\}, \\ [m]\{\ddot{w}\} + [\xi]\{\dot{w}\} + [C]\{w\} &= \{F_{wa}\} + \{G_w\}, \\ \{u(0)\} = \{w(0)\} &= 0, \quad \{\dot{u}(0)\} = \{\dot{w}(0)\} = 0, \end{aligned} \quad (2)$$

где $[m]$, $[C]$, $[\xi]$ – матрица масс, жесткости и демпфирования УММ, $\{G_u\}$, $\{G_w\}$, $\{F_{ua}\}$, $\{F_{wa}\}$ – векторы проекций сил веса и аэродинамических сил в узлах на соответствующие оси подвижной системы координат.

Третья группа уравнений описывает динамику среды, эволюцию спутного следа и позволяет определить нестационарные аэродинамические силы. При решении задачи учитывают вихревые пелены, сходящие с фюзеляжа, крыльев и оперения СН. Используют метод вихревых

элементов [8]. Введем вектор состояния спутного следа $\{\Omega(t)\}$, компонентами которого являются параметры вихревых элементов (ВЭ): \vec{r}_j — радиус-вектор маркера в $O_g X_g Y_g Z_g$, \vec{h}_j — вектор ВЭ, Γ_j — интенсивность ВЭ. Размерность вектора равна $7N_V$, где N_V — число ВЭ. Поле скоростей среды в момент времени t описывается выражением

$$\vec{V}(\vec{r}, t) = \vec{V}_\infty + \sum_{j=1}^{N_V(t)} \Gamma_j \vec{v}(\vec{r}, \vec{r}_j(t), \vec{h}_j(t)), \quad (3)$$

где $\vec{v}(\vec{r}, \vec{r}_j, \vec{h}_j)$ — скос потока от ВЭ единичной интенсивности, вычисляемый по закону Био–Савара. Граничное условие непротекания на панелях поверхности K определяется равенством

$$\sum_{k=1}^{N_K} \Gamma_k \vec{v}(\vec{r}_i, \vec{r}_k, \vec{h}_k) = \left(\vec{V}_{K_i} - \vec{V}_\infty - \sum_{j=1}^{N_V} \Gamma_j \vec{v}(\vec{r}_i, \vec{r}_j, \vec{h}_j) \right) \cdot \vec{n}_{K_i}, \quad i = 1, \dots, N_P, \quad (4)$$

где $\vec{V}_{K_i} = f(\vec{R}_0, \vec{U}_0, \vec{\omega}, \gamma, \vartheta, \psi, \vec{r}_{yi})$ — скорость движения контрольной точки панели. Для выполнения (4) проводится генерация N_K новых ВЭ. Параметры ВЭ \vec{r}_k и \vec{h}_k задаются расчетной схемой из замкнутых вортонных рамок [9]:

$$\vec{r}_k = \kappa_r(\vec{R}_0, \vec{U}_0, \vec{\omega}, \gamma, \vartheta, \psi, \{u\}, \{w\}), \quad \vec{h}_k = \kappa_h(\vec{R}_0, \vec{U}_0, \vec{\omega}, \gamma, \vartheta, \psi, \{u\}, \{w\}), \quad (5)$$

что позволяет, решив (4), найти интенсивности Γ_k и добавить новые ВЭ в область течения. Таким образом, число ВЭ увеличивается с течением времени по мере развития спутного следа, что в (3) обозначено как $N_V(t)$.

Изменение параметров ВЭ в области течения описывается системой

$$\{\dot{\Omega}\} = \Lambda(\{\Omega\}), \quad \{\Omega(0)\} = \{\Omega_0\}, \quad (6)$$

где Λ — оператор, описывающий уравнение сохранения импульса в лагранжевой постановке: движение маркеров ВЭ по траекториям жидких частиц, удлинение и поворот векторов ВЭ, постоянство интенсивности ВЭ

$$\frac{d\vec{r}_j}{dt} = \vec{V}(\vec{r}_j, t), \quad \frac{d\vec{h}_j}{dt} = \left(\nabla \vec{V}(\vec{r}_j) \right) \cdot \vec{h}_j, \quad \frac{d\Gamma_j}{dt} = 0, \quad (j = 1, \dots, N_V);$$

$\{\Omega_0\}$ — вектор начального состояния спутного следа перед десантированием ракеты.

На выдвинутой в поток части поверхности b возникает нестационарное распределение давления $p(\vec{r}, t) = p(\{\Omega\})$, которое восстано-

вливается с помощью аналога интеграла Коши – Лагранжа [10] и приводится к аэродинамическим силам $\vec{F}_{ai}(p)$, сосредоточенным в узлах УММ.

Связь всех уравнений осуществляется через аэродинамические нагрузки, входящие в правую часть уравнений (1) и (2), а также через расчетную схему на границе обтекаемого тела (5). Движение и деформация тела b влияет на аэродинамические силы, которые, в свою очередь, влияют на движение и деформацию тела.

Алгоритм численного решения задачи изложен в работе [7]. Уравнения (1), (2), (4) и (6) описывают детерминированный переходный режим. Расчет проводится с момента $t_0 = 0$ до заданного момента $t_K = N_T \Delta t$, где Δt – шаг по времени, N_T – число шагов. Необходимый для решения задачи вектор начального состояния спутного следа $\{\Omega_0\}$ определяется путем предварительного расчета обтекания СН методом вихревых элементов. При этом $K \equiv B$ и решаются только уравнения (4) и (6) с нулевыми начальными условиями в течение некоторого предварительного периода времени T_B . Таким образом, начальное состояние спутного следа за СН перед десантированием ракеты становится функцией одного параметра $\{\Omega_0(T_B)\}$. Период T_B можно рассматривать в качестве случайной величины, определяющей случайный характер нестационарного аэродинамического воздействия. В этом случае параметры переходного режима десантирования также получают случайный разброс, который подлежит исследованию.

Практически важной инженерной задачей является определение границ области разброса кинематических параметров движения ракеты, названные здесь параметрами качества $Q_i(t)$, при заданной вероятности попадания в область \tilde{P} , обеспечивающей практически достоверное событие. По аналогии с общепризнанным для нормального закона распределения правилом “ 3σ ” можно выбрать $\tilde{P} = 0,9973$.

Границы области разброса определяют методом, предложенным в работе [11]. Рассматривают пять параметров качества: координаты центра масс $X_C(t), Y_C(t), Z_C(t)$, а также углы тангажа и рыскания $\vartheta(t), \psi(t)$. Каждый параметр качества $Q_i(T_B, t)$ – это случайная величина с соответствующей плотностью вероятности $\Phi_i(Q_i)$. Требуется удовлетворение в каждый момент времени следующего условия:

$$\tilde{P} = \int_{\Theta_i^-}^{\Theta_i^+} \Phi_i(Q_i) dQ_i, \quad t \in [0, T], \quad (7)$$

где Θ_i^-, Θ_i^+ – границы области, в которых значение параметра находят с заданной вероятностью \tilde{P} .

В ходе исследования по множеству случайных чисел T_{Bl} $l = 1, 2, \dots, N_E$ было проведено N_E расчетов переходных режимов. Для вы-

числения границ области из равенства (7) необходимо сначала приближенно определить плотность вероятности $\Phi_i(Q_i)$. Поскольку эта зависимость может сильно отличаться от нормальной и, в частности, оказаться несимметричной, нахождение обеих границ из равенства (7) без дополнительных условий некорректно. В работе [12] предлагается определять границы области разброса из условия $\min[\Theta_i^-, \Theta_i^+]$, что целесообразно из практических соображений. Алгоритм строится так, что искомая область формируется в зоне, где плотность вероятности имеет наибольшие значения, что и обеспечивает указанный минимум. Этот принцип реализует предложенная далее последовательность операций, выполняемая для всех моментов времени $t_k = k\Delta t$ ($k = 1, \dots, N_T$).

1. Вычисляют среднее значение $\mu_{ik} = \frac{1}{N_E} \sum_l^{N_E} Q_i(T_{Bl}, t_k)$.

2. Определяют отклонения от среднего значения $\gamma_{ikl} = Q_i(T_{Bl}, t_k) - \mu_{ik}$, среди которых находят минимальное и максимальное значения $\gamma_{ik}^{\min}, \gamma_{ik}^{\max}$.

3. Для γ_{ikl} строят гистограмму параметра с числом интервалов N_H .

4. По гистограмме строят приближенную функцию плотности вероятности $\Phi_{ik}(\gamma_{ik})$ с областью определения $[\gamma_{ik}^{\min}, \gamma_{ik}^{\max}]$.

5. Область определения функции плотности вероятности разбивают на N_Φ участков шириной $\delta = (\gamma_{ik}^{\max} - \gamma_{ik}^{\min})/N_\Phi$. Определяют среднюю точку участка γ_{ikj} и значение плотности вероятности $\Phi_{ikj} = \Phi_{ik}(\gamma_{ikj})$, $j = 1, \dots, N_\Phi$. Тогда вероятность попадания в j -й интервал будет равна $P_{ikj} = \Phi_{ikj}\delta$.

6. Находят интервал $[\gamma_{ik}^-, \gamma_{ik}^+]$, вероятность попадания в который максимальна $\gamma_{ik}^0 : \Phi_{ik}(\gamma_{ik}^0)\delta = \max P_{ikj} = P_{ik}^0$.

7. Рассматривают вероятности попадания в участки, примыкающие к интервалу $[\gamma_{ik}^-, \gamma_{ik}^+]$ слева $P_{ik}^- = \Phi_{ik}(\gamma_{ik}^- - \delta)\delta$ и справа $P_{ik}^+ = \Phi_{ik}(\gamma_{ik}^+ + \delta)\delta$.

8. Проводят расширение границ интервала, прибавляя к исходному интервалу $[\gamma_{ik}^-, \gamma_{ik}^+]$ прилегающий участок с наибольшей вероятностью $P_{ik}^0 = P_{ik}^- + \max(P_{ik}^-, P_{ik}^+)$.

9. Операции 7 и 8 повторяют до выполнения равенства $P_{ik}^0 = \tilde{P}$.

10. По полученным границам интервала $[\gamma_{ik}^-, \gamma_{ik}^+]$ определяют границы области разброса $\Theta_{ik}^- = \mu_{ik} + (\gamma_{ik}^- - \delta/2)$, $\Theta_{ik}^+ = \mu_{ik} + (\gamma_{ik}^+ + \delta/2)$.

В результате работы строят графики $\gamma_i^0(t_k)$, $\Theta_i^-(t_k)$, $\Theta_i^+(t_k)$, $k = 1, \dots, N_T$ для всех параметров качества.

Результаты моделирования. Описанная методика была применена к расчетной схеме прототипа аэрокосмической системы “Воздушный старт” [4–6], в которой тяжелая РН “Полет” массой $M = 100$ т, длиной $L = 31$ м и диаметром $D = 3,8$ м десантируется из транспортно-самолета Ан-124 “Руслан”. Высота десантирования 10 км

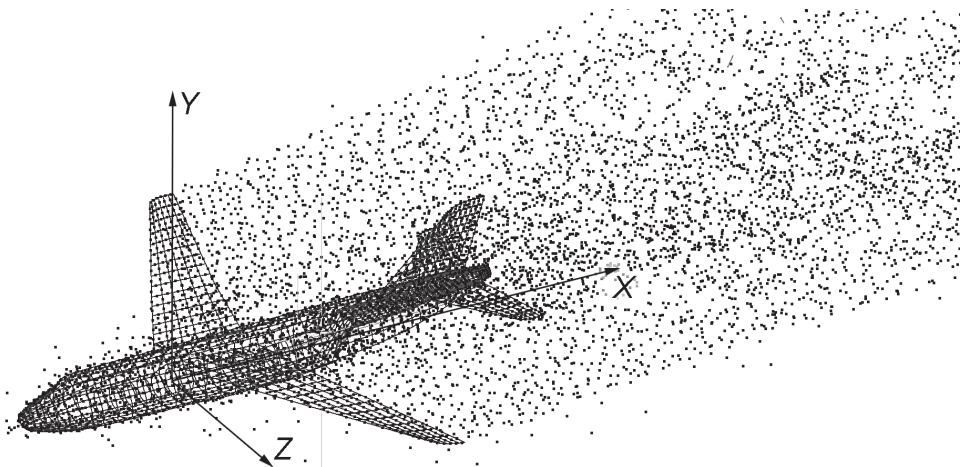


Рис. 2. Пример начального состояния спутного следа (показаны вихревые рамки модели тела K , точками отмечены маркеры ВЭ)

($\rho_\infty = 0,42 \text{ кг/м}^3$, $p_\infty = 2,65 \cdot 10^4 \text{ Па}$), скорость СН $|\vec{V}_\infty| = 150 \text{ м/с}$, вертикальная перегрузка $n_y = 0,1$, угол наклона траектории СН к местному горизонту $\vartheta_C = 6^\circ$. Сила энергетического средства старта $\vec{P} = 1000 \text{ Н}$, что соответствует использованию порохового аккумулятора давления. Параметры УММ и расчетной схемы метода вихревых элементов взяты из работы [7]. Рассчитаем переходный режим длительностью $t_k = 3,27 \text{ с}$ в течение которого ракета выходит из СН и взаимодействует со спутным следом. Параметры интегрирования $\Delta t = 0,03 \text{ с}$, $N_T = 109$.

В ходе исследования было рассчитано $N_E = 200$ переходных режимов, в которых случайный параметр T_B имел нормальное распределение с математическим ожиданием $\mu(T_B) = 12,0 \text{ с}$ с дисперсией $D(T_B) = 1,0 \text{ с}$. Расчет варианта на одном ядре процессора Intel Pentium Core 2 Quattro 3.0 GHz занимал около трех часов. Вектор начального состояния спутного следа $\{\Omega_0\}$ содержал порядка $N_V(0) \approx 6000$ ВЭ. Пример вихревого следа показан на рис. 2.

В результате исследования получены плотности вероятности $\Phi_i(t_k)$, пример которых для угла рыскания $Q_5 = \psi(t_k)$ показан на рис. 3. Из рисунка следует, что на начальном этапе движения ракеты ($t_{50} \approx 1,5 \text{ с}$), когда она удерживается связями ПУ, плотность вероятности имеет вид острого пика. Однако по мере выдвигания ракеты в спутный след график плотности вероятности “расплывается”, что свидетельствует о наличии большого разброса параметров.

В ходе исследования с использованием разбиения зависимости $\Phi_i(t_k)$ на $N_\Phi = 100$ интервалов рассчитаны функции $\gamma_i^0(t_k)$ и границы параметров качества $\Theta_i^-(t_k)$, $\Theta_i^+(t_k)$ с вероятностью $P = 0,9973$.

Графики перемещений центра масс РН в процессе десантирования представлены на рис. 4. На графиках сплошной линией показано наиболее вероятное перемещение центра масс $\gamma_i^0(t_k)$, а штриховыми —

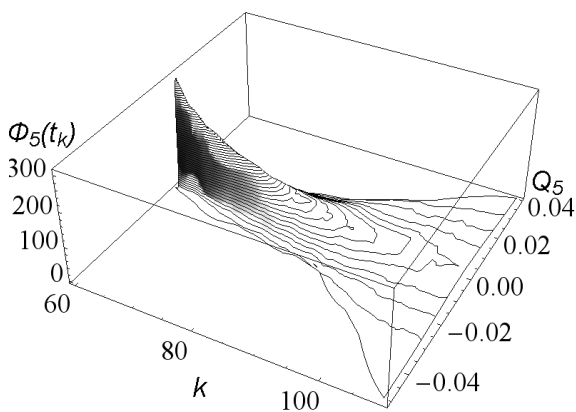


Рис. 3. Пример зависимости плотности вероятности $\Phi_i(t_k)$ для угла рыскания $Q_5 = \psi(t_k)$

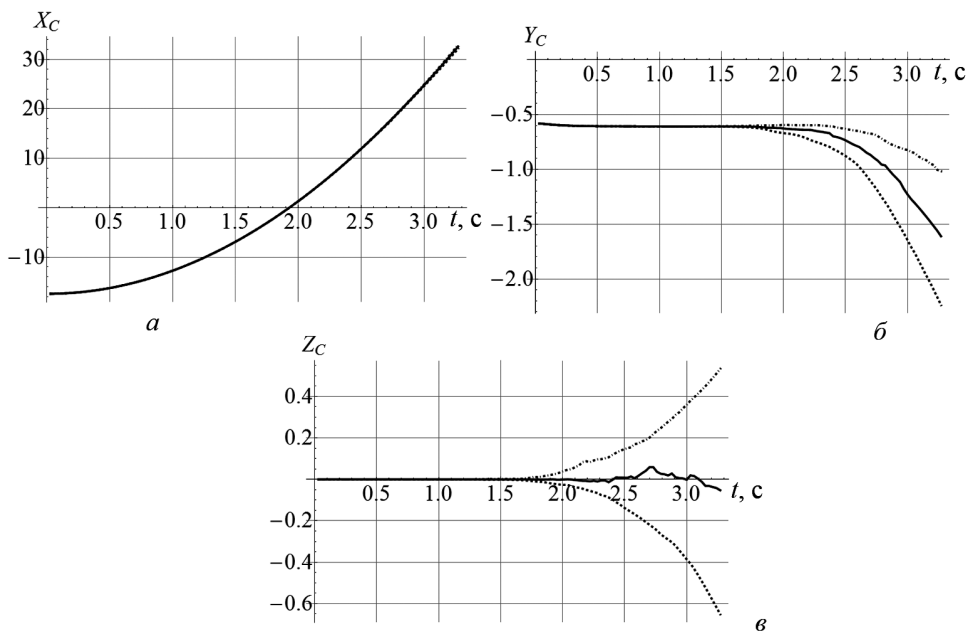


Рис. 4. Разброс перемещений центра масс ракеты по координатам:
a – X_C ; *б* – Y_C ; *в* – Z_C

границы областей разброса. Установлено, что случайный разброс начального состояния спутного следа не влияет на продольное движение ракеты. Как видно на рис. 4, *a*, все три графика сливаются в один и разброс перемещений по координате X_C практически отсутствует.

В то же время случайный разброс начального состояния спутного следа существенно влияет на вертикальное и боковое движение ракеты. График перемещения центра масс ракеты по координате Y_C представлен на рис. 4, *б*. Видно, что случайный разброс вертикального движения центра масс ракеты составляет в конце переходного режима около полуметра. График перемещения центра масс ракеты по

координате Z_C приведен на рис. 4, в. Здесь график $\gamma_3^0(t_k)$ (сплошная линия), отражающий наиболее вероятное движение ракеты, незначительно отклоняется от нуля. Однако случайный разброс бокового движения центра масс ракеты составляет в конце переходного режима более полуметра. Графики границ области разброса параметра симметричны относительно оси абсцисс, что показывает возможность ухода ракеты как влево, так и вправо по ходу десантирования.

Графики углового отклонения РН в процессе десантирования представлены на рис. 5, где также сплошной линией показано наиболее вероятное движение $\gamma_i^0(t_k)$, а штриховыми — границы областей разброса.

График отклонения ракеты по углу тангажа ϑ приведен на рис. 5, а. Наиболее вероятный угол отклонения ракеты составляет в конце переходного режима порядка $\gamma_4^0(t_k) \approx -1,7^\circ$. Случайный разброс составляет от $-5,7^\circ$ до $+0,5^\circ$. График отклонения ракеты по углу рыскания ψ приведен на рис. 5, б. Наиболее вероятный угол отклонения ракеты $\gamma_5^0(t_k)$ является практически нулевым. Однако случайный разброс составляет $\pm 2,9^\circ$.

Обсуждение полученных результатов. Полученные в ходе численного моделирования результаты позволили проанализировать кинематику движения РН вблизи СН с учетом случайного разброса параметров. Несмотря на то, что полученный разброс кинематических параметров относительно невелик (разброс смещения центра масс РН составляет всего порядка 13 % от диаметра ракеты), при большой длине ракеты он может стать причиной соударения ракеты и СН при старте.

На рис. 6 показаны три варианта расположения РН относительно СН в конце рассмотренного переходного режима, соответствующие наиболее вероятному движению и наихудшим сочетаниям кинематических параметров на границах областей разброса. Из рисунка следует, что учет случайного характера воздействия аэродинамических сил приводит к сложному пространственному движению РН. Видно, что

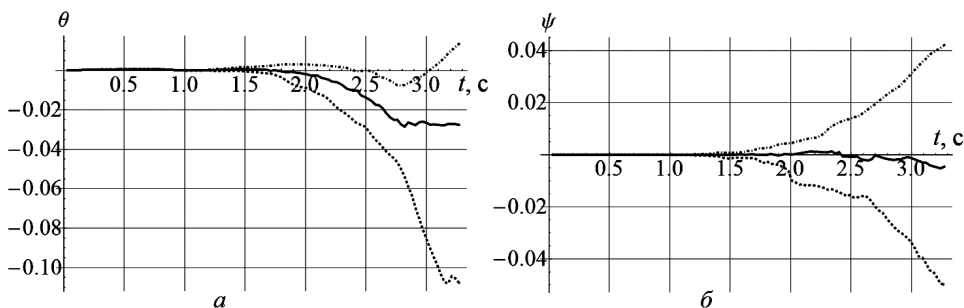


Рис. 5. Разброс отклонений ракеты (в радианах):

а — по углу тангажа ϑ ; б — по углу рыскания ψ

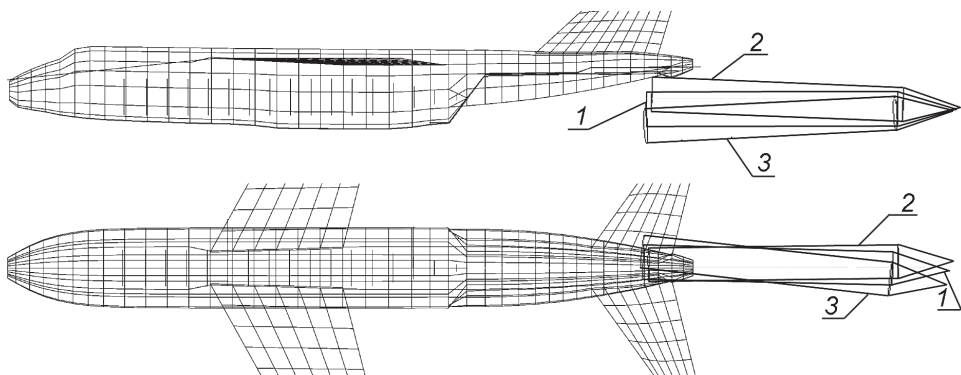


Рис. 6. Варианты расположения ракеты относительно СН в конце переходного режима десантирования ($t_k = 3,27$ с):

1 — наиболее вероятное движение; 2, 3 — положение на границах областей разброса

хвостовая часть РН в крайнем положении на верхней границе области разброса находится в опасной близости от фюзеляжа СН.

Результаты расчетов, полученные с учетом случайного характера воздействия спутного следа, показывают, что смещение ракеты в плоскости рыскания, которое до недавнего времени практически не рассматривалось при исследовании динамики воздушного старта по схеме ВСГО, является важным фактором с точки зрения обеспечения безопасности воздушного старта. По сравнению с полученными ранее результатами моделирования в детерминированной постановке [7] расчеты с учетом случайных факторов показывают, что границы областей разброса возмущений РН в горизонтальной плоскости являются симметричными относительно продольной оси СН плоскости, что необходимо учитывать при проектировании пусковой установки и системы управления РН и СН.

Выводы. Исследования, выполненные с помощью разработанных авторами математической модели и программного обеспечения, показывают, что случайный разброс начального состояния спутного вихревого следа за фюзеляжем СН существенно влияет на динамику десантирования РН и приводит к существенному разбросу положения центра масс и углов тангажа и рыскания. Возмущающие воздействия со стороны следа препятствуют уходу РН от СН в плоскости тангажа и способствуют уходу РН от СН в плоскости рыскания. Среди рассмотренных проектных параметров существует “наихудшее” сочетание, при котором спутный след может служить причиной возникновения аварийной ситуации.

Работа поддержана грантом РФФИ 09-08-00699-а.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Flight Testing of a Gravity Air Launch Method to Enable Responsive Space Access / M. Sarigul-Klijn, N. Sarigul-Klijn, G. Hudson, et al. // AIAA Paper 2007-6146. 2007.*

2. Sarigul-Klijn M., Sarigul-Klijn N., Hudson G.C. and Brown C. A New Air Launch Concept: Vertical Air Launch Sled (VALS) // AIAA SPACE 2012 Conference and Exposition, AIAA Paper 2012-5156. 2012.
3. Konyukhov S.N., Lynnyk A.K., Tonkonozhenko A.M. Concepts and problems in realization of air launch: Ukrainian aspect // 61st International Astronautical Congress 2010. IAC 2010. Vol. 6. 2010. P. 5068–5075.
4. Бальмонт Б.В., Карпов А.С., Иванов Р.К. Российский аэрокосмический проект “воздушный старт” // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2012. № 9. С. 3–15.
5. Борисов А.В. Построение модели возмущений и анализ точности вертикального маневра самолета-носителя при десантировании ракеты-носителя: Дис. . . канд. техн. наук: 05.07.09, Москва, 2006. 128 с.
6. Сихарулидзе Ю.Г., Иванов Р.К., Борисов А.В. Анализ порывов ветра на участке вертикального маневра (“Горка”) самолета-носителя с целью десантирования ракеты-носителя. М.: Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН. Препринт. 2005. № 38. 24 с.
7. Короткий С.А. Расчет проектных параметров аэрокосмической системы с воздушным стартом с учетом интенсивного вихреобразования: Дисс. . . канд. техн. наук, Москва, 2010. 121 с.
8. Marchevsky I.K., Scheglov G.A. Symmetrical vortex fragmenton as a vortex element for incompressible 3D flow simulation // Proceedings of the 6th International Conference on Computational Fluid Dynamics, ICCFD 2010. P. 897–898. DOI: 10.1007/978-3-642-17884-9-119
9. Щеглов Г.А. Использование вихревых элементов для расчета колебаний балки в пространственном потоке // Изв. РАН. Проблемы машиностроения и надежности машин. 2009. № 4. С. 8–12.
10. Dynnikova G.Ya. The Integral Formula for Pressure Field in the Nonstationary Barotropic Flows of Viscous Fluid // J. of Mathematical Fluid Mechanics 2014; 16: 145. J. Math. Fluid Mech. 16 (2014), 145–162. DOI 10.1007/s00021-013-0148-z
11. Тушев О.Н., Аринчев С.В. Определение параметров механической системы при заданной надежности // Расчеты на прочность. 1985. Вып. 26. С. 183–195.
12. Tushev O.N., Sychev M.P. Estimation of Domain Boundaries for Construction Quality Parameters Spread under Given Reliability // E-J. Dynamic strength and Wear Resistance of machines. 2001. 0.8. P. 8–16.

REFERENCES

- [1] M. Sarigul-Klijn, N. Sarigul-Klijn, G. Hudson, L. Hoeder, D. Fritz, C. Webber, G. Liesman, D. Shell, M.P. Gionfriddo. Flight Testing of a Gravity Air Launch Method to Enable Responsive Space Access. *AIAA Paper* 2007-6146, 2007.
- [2] M. Sarigul-Klijn, N. Sarigul-Klijn, G.C. Hudson, and C. Brown. A New Air Launch Concept: Vertical Air Launch Sled (VALS). *AIAA SPACE 2012 Conference and Exposition, AIAA Paper* 2012-5156, 2012.
- [3] Konyukhov S.N., Lynnyk A.K., Tonkonozhenko A.M. Concepts and problems in realization of air launch: Ukrainian aspect. *61st International Astronautical Congress 2010, IAC 2010*, vol. 6, 2010, pp. 5068–5075.
- [4] Bal'mont B.V., Karpov A.S., Ivanov R.K. Russian aerospace project “Air Launch”. *Polet. Obscherossiiskii nauchno-tehnicheskii zhurnal* [Flight. All-Russian scientific and technical J.], 2012, no. 9, pp. 3–15 (in Russ.).
- [5] Borisov A.V. Postroenie modeli vozmushchenii i analiz tochnosti vertikal'nogo manevra samoleta-nositelya pri desantirovanii rakety-nositelya. Diss. . . kand. tekhn. nauk [Development of perturbation model and accuracy analysis of aircraft vertical maneuver by launch vehicle descent. Cand. tech. sci. diss.]. Moscow, 2006, 128 p. (in Russ.).

- [6] Sikharulidze Yu.G., Ivanov R.K., Borisov A.V. Analiz poryvov vetra na uchastke vertikal'nogo manevra ("Gorka") samoleta-nositelya s tsel'yu desantirovaniya rakety-nositelya [Analysis of wind gusts loading by launch vehicle descent aircraft vertical maneuver (45 Up line)]. KIAM RAS, Moscow, Preprint no. 38, 2005, 24 p.
- [7] Korotkiy S.A. Raschet proektnykh parametrov aerokosmicheskoi sistemy s vozdushnym startom s uchetom intensivnogo vikhreobrazovaniya. Diss. . . kand. tekhn. nauk [Calculation of design parameters for air launch aerospace system subject to intense vorticity. Cand. tech. sci. diss.]. Moscow, 2010, 121 p. (in Russ.).
- [8] Marchevsky I.K., Scheglov G.A. Symmetrical vortex fragmenton as a vortex element for incompressible 3D flow simulation (2011). *Computational Fluid Dynamics 2010. Proceedings of the 6th International Conference on Computational Fluid Dynamics, ICCFD 2010*, pp. 897–898. DOI: 10.1007/978-3-642-17884-9-119
- [9] Shcheglov G.A. Application of vortons to calculate vibrations of a beam in spatial flow. *Izv. RAN Problemy mashinostroeniya i nadezhnosti mashin* [J. of Machinery Manufacture and Reliability], 2009, no. 38 (4), pp. 319–323 DOI: 10.3103/S1052618809040025
- [10] Dynnikova G.Ya. The Integral Formula for Pressure Field in the Nonstationary Barotropic Flows of Viscous Fluid. *J. Math. Fluid Mech.*, 2014, no. 16, pp. 145–162. DOI: 10.1007/s00021-013-0148-z
- [11] Tushev O.N., Arinchev S.V. Defining the parameters of a mechanical system for a given reliability. *Raschety na prochnost'* [Collect. pap. "Strength analysis"]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985, vol. 26, pp. 183–195.
- [12] Tushev O.N., Sychev M.P. Estimation of Domain Boundaries for Construction Quality Parameters Spread under Given Reliability. *E-J. Dynamic Strength and Wear Resistance of Machines*, 2001, no. 8, pp. 8–16.

Статья поступила в редакцию 23.04.2014

Тусhev Олег Николаевич — д-р техн. наук, профессор, первый зам. зав. кафедрой "Аэрокосмические системы" МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 124 научных работ в области прочности, устойчивости и динамики конструкций, стохастической динамики аэрокосмических систем.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

Tushev O.N. — Dr. Sci. (Eng.), professor, First Deputy Head of the "Aerospace systems" department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of 124 publications in the field of strength, stability and structural dynamics, stochastic dynamics of aerospace systems.

Bauman Moscow State Technical University, 2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation.

Щеглов Георгий Александрович — д-р техн. наук, профессор кафедры "Аэрокосмические системы" МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 97 научных работ в области динамики и аэрогидроупругости конструкций аэрокосмических систем.

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5.

Shcheglov G.A. — Dr. Sci. (Eng.), professor of the "Aerospace systems" department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of 97 publications in the field of structural dynamics and aerohydroelasticity of aerospace systems.

Bauman Moscow State Technical University, 2-ya Baumanskaya ul. 5, Moscow, 105005 Russian Federation.