

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы

В настоящее время для запуска РН с КА проектируются аэрокосмические системы с воздушным стартом, которые по массе выводимой полезной нагрузки создадут конкуренцию на рынке запуска РН легкого и среднего класса.

Проектирование аэрокосмических систем с воздушным стартом является актуальной задачей, поскольку позволяет решить основные проблемы, возникающие при старте ракеты-носителя (РН) со стационарных космодромов:

- падение отработавших ступеней РН и других отделяющихся элементов конструкции на территории, расположенные вдоль трасс пусков;
- ограничения по азимуту прямого запуска РН: зависимость диапазона орбит, на которые производится запуск и энергетических затрат РН от широты космодрома.

Аэрокосмическая система с воздушным стартом (АКСВС) имеет преимущества по сравнению с наземными стартами:

- самолет-носитель (СН) является многоразовой первой ступенью АКСВС. Он обеспечивает ненулевые начальные условия старта РН по высоте и скорости, значительно снижая количество топлива, затрачиваемого на выведение КА;
- масса выводимого КА повышается на 40–50% по сравнению с наземным стартом, а себестоимость запуска снижается почти на 50%;
- возрастает эффективность двигателя РН, поскольку его пуск осуществляется в разреженной атмосфере;

Среди существующих проектов аэрокосмических систем с различным расположением РН относительно СН, наиболее перспективной является аэрокосмическая система с расположением РН в грузовом отсеке СН (АКСГО).

Проектирование и разработка АКСГО является сложной технической задачей и требует решения многих проблем. Одной из ключевых технических задач является проектирование пусковой установки, размещаемой в СН обеспечивающей безопасное десантирование РН, особенно при использовании пилотируемого СН.

Десантирование РН — один из ключевых этапов воздушного старта. Его нештатная реализация может привести к невыполнению задачи выведения полезной нагрузки на орбиту, и даже аварии с потерей СН. Данный этап наиболее сложен с точки зрения возникающих динамических нагрузок на все элементы АКСГО и режима работы систем управления АКСГО.

В настоящее время для аэрокосмической системы подробно исследованы баллистический маневр СН перед осуществлением десантирования РН, влияние порывов ветра на аэрокосмическую систему в процессе десантирования, динамические нагрузки на СН при реализации воздушного старта РН для двух- и четырехопорной схем, рассчитана динамика десантирования РН из СН с учетом воздействия инерционных сил и силовых факторов от энергетического средства старта при оптимальных режимах полета СН, близких к невесомости.

Актуальной и малоизученной является задача исследования влияния нестационарных аэродинамических сил на процесс десантирования упругой РН в вихревой след за СН. Экспериментальные данные, указывают на необходимость выбора проектных параметров АКСГО, учитывая влияния вихревого следа СН на десантируемую РН.

Цель диссертационного исследования – выбор проектных параметров аэроупругой динамики старта аэрокосмической системы с воздушным стартом из грузового отсека самолета-носителя с учетом интенсивного вихреобразования и разработка математического и программно-алгоритмического обеспечения для учета влияния вихревого следа за самолетом-носителем на десантируемую ракету-носитель.

Решены следующие задачи:

1. разработана математическая модель процесса десантирования РН из СН, в которой учитывается взаимодействие упругодеформируемой РН с вихревым следом за СН.
2. создано математическое и программно-алгоритмическое обеспечение для численного моделирования динамики десантирования, в котором нестационарные аэродинамические нагрузки рассчитываются бессеточным методом вихревых элементов;
3. проведен анализ влияния вихревого следа на динамику десантирования при заданных проектных параметрах аэрокосмической системы, при пространственном обтекании;
4. проведен анализ влияния интенсивности вихревого следа при различных проектных параметрах АКСГО на характеристики переходного режима процесса десантирования при анализе прототипа проекта АКСГО «Воздушный старт».

Научная новизна работы и методы исследования

Создана модель, в которой учитываются нестационарные аэродинамические нагрузки от вихревого следа за СН. Решение задачи выбора проектных параметров АКСГО, при десантировании, с учетом вихревого следа за СН в литературе обнаружить не удалось.

При выборе проектных параметров стартового комплекса АКСГО, вычисление нестационарных аэродинамических нагрузок, производится бессеточным методом вихревых элементов, позволяющим учитывать интенсивное вихреобразование вблизи поверхности гладкого обтекаемого тела. В работах других авторов, учет аэродинамических факторов производится с использованием стационарных аэродинамических коэффициентов, что приводит к принципиально неверным результатам.

Задача десантирования рассматривается как связанная задача аэроупругости, в которой учет податливости опор пусковой установки и упругости ракеты влияет на процесс вихреобразования и нестационарные аэродинамические силы.

Практическая ценность и внедрение результатов работы.

Практическая ценность полученных в диссертации результатов состоит в возможности выбора наилучших проектных параметров АКСГО с учетом влияния вихревого следа на ранних этапах проектирования системы с возможностью варьирования проектных параметров АКСГО с помощью разработанного программного обеспечения.

Результаты динамики десантирования используются при проектировании АКСГО «Воздушный старт» и подтверждают выбранные конструкторами системы проектные параметры и решения.

Публикации. Основные результаты диссертационного исследования опубликованы в работах [1 - 9], три из которых — в изданиях перечня ВАК РФ.

Апробация результатов работы и новых технических проектных и научных подходов автора была осуществлена на ряде научных конференций и международных симпозиумах: XVI международном симпозиуме им. А.Г. Горшкова «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред», первой и второй международных научно-технических конференциях «Аэрокосмические технологии», XIV международном симпозиуме методы дискретных особенностей в задачах математической физики, международном авиационно-космическом научно-гуманитарном семинаре им. С.М. Белоцерковского, XXIX Российской школе посвященной 85-летию со дня рождения академика В.П. Макеева, Всероссийской конференции молодых учёных и специалистов «Будущее машиностроения России», XXI школе-семинаре аэродинамика летательных аппаратов, Всероссийской конференции Ракетно-космические технологии 2007.

Автором получен специальный приз ОКБ «Сухого» на конференции «Молодые ученые авиационно-строению России» в 2009 г. и медаль за лучшую работу на Всероссийской конференции молодых ученых и специалистов «Будущее машиностроения России» в 2008 г.

Работа поддержана грантом РФФИ 09-08-00657-а.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, трех глав, заключения. Работа изложена на 121 странице, 77 рисунках, 8 таблицах, списка литературы из 88 наименований.

Основные положения, выносимые на защиту.

1. Результаты анализа проектных параметров аэроупругой динамики старта аэрокосмической системы со стартом ракеты из грузового отсека самолета-носителя с учетом влияния вихревого следа;
2. Математическое и программно-алгоритмическое обеспечение позволяющие проводить анализ проектных параметров вертикального маневра и пусковой установки, для численного моделирования динамики десантирования ракеты из самолета-носителя.
3. Результаты численного моделирования динамики десантирования показывающие, что при проектировании пусковой установки и системы управления аэрокосмической системы необходимо учитывать возмущения от вихревого следа.

4. Результаты численного моделирования динамики десантирования показывающие, что при определенных условиях, влияние вихревого следа увеличивает риск возникновения аварийной ситуации.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении проведен обзор аэрокосмических систем с воздушным стартом РН из грузового отсека СН (АКСГО) и их проектных параметров, обоснована актуальность работы, сформулированы цель и задачи исследования, отмечена научная новизна и практическая значимость работы.

Первая глава посвящена построению математической модели десантирования упругодеформируемой РН из СН со следующими допущениями:

1. Рассматривается только один из этапов комплексного процесса старта РН из СН — десантирование. В настоящей диссертации подробно исследуется влияние нестационарной вихревой пелены СН на процесс десантирования. Для минимизации влияния не рассматриваемых факторов (динамика СН, закон управления полетом СН, воздействие ветровой нагрузки на СН), рассматривается наихудший случай, не учитывающий динамику движения СН и в частности, то, что СН начнет вертикальное движение в процессе десантирования, а также кориолисовы силы, действующие на АКСГО в процессе десантирования. Таким образом, процесс десантирования РН из СН рассматривается как процесс выдвигания в поток среды упругого тела моделирующего РН, из абсолютно твердого неподвижного тела моделирующего СН.
2. Упругодеформируемая РН, рассматривается как балка, работающая на изгиб, длиной L , воспринимающая внешние нагрузки, имеющая переменную по длине погонную массу и изгибную жесткость. Представление упругих свойств конструкции с помощью балочной схематизации является общепринятым при проектировании тел большого удлинения.
3. После выполнения предстартового маневра, в процессе десантирования РН, СН движется прямолинейно и равномерно. Такое допущение позволяет, используя принцип обращенного движения, рассматривать СН неподвижным в земной системе координат, а движение СН моделировать набегающим потоком с постоянной скоростью $\vec{V}_\infty$.
4. Пусковое устройство, используемое в АКСГО, моделируется упруго-вязкими связями, с линейной характеристикой, расположенными между балкой и неподвижным основанием.
5. Энергетическое средство старта моделируется внешней силой $\vec{P}$.
6. Сечение балки, моделирующей РН, считается симметричным так, что линия соединяющая центры изгиба сечений совпадает с линией соединяющей центры тяжести сечений. Это позволяет рассматривать малые поперечные колебания свободной трехмерной балки в двух взаимоортогональных плоскостях независимо друг от друга.

7. Поток обтекает тело, поверхность которого $K = B \cup b$, является объединением поверхности СН (B) и выдвинутой в поток части поверхности РН (b).
8. Рассматривается задача об обтекании поверхности K потоком невязкой, несжимаемой среды с постоянной плотностью $\rho_\infty = \text{const}$. Область течения S является безграничной и возмущается только телом. Определяются аэродинамические нагрузки, действующие на тело со стороны потока. Рассматривается течение со скоростью набегающего потока $\vec{V}_\infty = \text{const}$, $\vec{V}_\infty < 0,7M$. При таких скоростях воздух считается несжимаемой средой.
9. Вязкость среды учитывается только как причина генерации завихренности в относительно тонком слое около тела, что соответствует закону Прандтля.
10. На РН действует заданная нормальная перегрузка $n_y = 0,3$.

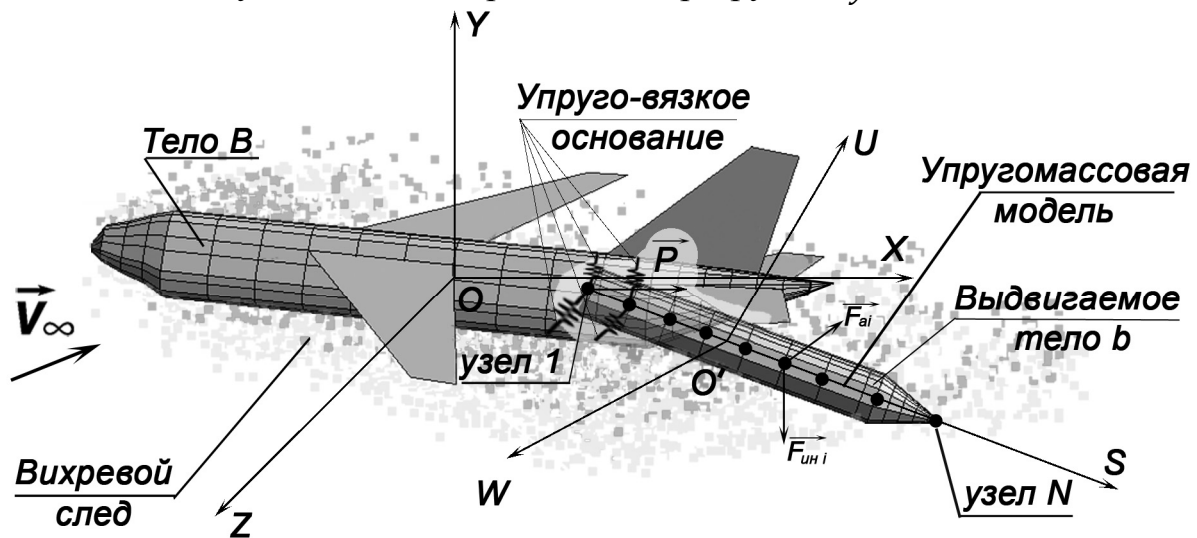


Рис. 1

Математическая модель процесса десантирования описывается связанной задачей аэроупругости.

$$\left\{ \begin{array}{l} \ddot{\vec{R}}_0 = \vec{F}_R(t, p, u, w, \dot{u}, \dot{w}) \\ \ddot{\vec{\Phi}} = \vec{F}_\Phi(t, p) \\ ((EJ)_{O'SU} u'')'' + \rho \ddot{u} = \vec{F}_U(t, p, u, \dot{u}) \\ ((EJ)_{O'SW} w'')'' + \rho \ddot{w} = \vec{F}_W(t, p, w, \dot{w}) \\ \text{div } \vec{V} = 0 \\ \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = -\nabla \left(\frac{p}{\rho_\infty} \right) + \nu \nabla^2 \vec{V} \end{array} \right.$$

где $\vec{F}_R$, $\vec{F}_\Phi$ – внешние силовые факторы, действующие на центр масс тела, $(EJ)_{O'SU}$, $(EJ)_{O'SW}$ – изгибные жесткости упругого тела, моделирующего РН в ПСК, $\vec{F}_U$, $\vec{F}_W$ – поперечная нагрузка, действующая на балку, $\vec{V}$, p – поле скоростей и поле давления среды обтекающей тело, t – время.

Связанная задача аэроупругости представляется в виде двух подсистем: упругой и аэродинамической. Для интегрирования уравнений упругой подсистемы, производится дискретизация и упрощение задачи в соответствии с основными допущениями.

$$\left\{ \begin{array}{l} \dot{\vec{R}}_0 = \vec{U}_0^{\text{НСК}}; \\ \dot{\vec{U}}_0^{\text{НСК}} = \vec{F}_0^{\text{НСК}}/M \\ \dot{\gamma} = (\omega_w \sin \gamma - \omega_u \cos \gamma) \operatorname{tg} \vartheta \\ \dot{\vartheta} = \omega_u \sin \gamma + \omega_w \cos \gamma \\ \dot{\psi} = (\omega_u \cos \gamma - \omega_w \sin \gamma) \sec \vartheta \\ \dot{\omega}_u = \frac{1}{J} \sum_{i=1}^N (\vec{F}_{\text{внеш}i}^u) \times \vec{r}_i^b \\ \dot{\omega}_w = \frac{1}{J} \sum_{i=1}^N (\vec{F}_{\text{внеш}i}^w) \times \vec{r}_i^b \\ \{\ddot{q}_u\} + [\Lambda]\{q_u\} = [\bar{M}]^{-1}\{\bar{P}_u\} \\ \{\ddot{q}_w\} + [\Lambda]\{q_w\} = [\bar{M}]^{-1}\{\bar{P}_w\} \end{array} \right.$$

где $\vec{R}_0$ – радиус вектор центра масс (ЦМ) упругомассовой модели (УММ), моделирующей РН, $\vec{U}_0^{\text{НСК}}$ – вектор скорости ЦМ УММ в неподвижной системе координат (НСК), $\vec{F}_0^{\text{НСК}}$ – вектор сил действующих на ЦМ УММ в НСК, γ, ϑ, ψ – углы Эйлера упругомассовой модели, ω_u, ω_w – угловые скорости вращения упругомассовой модели вокруг центра масс в подвижной системе координат (ПСК), связанной с ЦМ УММ, $\{q_u\}, \{q_w\}$ – упругие перемещения узлов УММ в ПСК, J – момент инерции УММ в ПСК, $[\Lambda]$ – матрица собственных частот УММ, $[\bar{M}] = [\mathbf{F}]^T [\mathbf{M}] [\mathbf{F}]$, где $[\mathbf{M}]$ – матрица масс УММ, $[\mathbf{F}]$ – матрица форм, $\vec{F}_{\text{внеш}i}^u$ – вектор внешних сил в ПСК, действующих на i -ый узел УММ, $\{\bar{P}_u\} = [\mathbf{F}]^T \{P_u\}$, где P_u – внешние силы в ПСК действующие на узлы УММ.

По результатам тестирования, в дальнейших расчетах при разложении колебаний по собственным формам учитываются первые десять $N_q = 10$.

Начальные условия системы: $\gamma(t_0) = \gamma_0; \psi(t_0) = \psi_0; \vartheta(t_0) = \vartheta_0; \vec{R}_0(t_0) = \vec{R}_0^0; \vec{U}_0^{\text{НСК}}(t_0) = \vec{U}_0^0; \omega_u(t_0) = \omega_{u0}; \omega_w(t_0) = \omega_{w0}; \{q_u\}(t_0) = 0; \{q_w\}(t_0) = 0; \{\dot{q}_u\}(t_0) = 0; \{\dot{q}_w\}(t_0) = 0$.

Система дифференциальных уравнений и алгоритм для их интегрирования методом Рунге-Кутты четвертого порядка, реализованы автором как программный модуль FreeBeam в программном комплексе MDVDD, на языке C++. Полученный программный комплекс MDVDD3DK использовался для моделирования десантирования РН из СН.

Проводится сравнение результатов решения модельных задач, программным комплексом MDVDD3DK и эталонных решений, в качестве которых используются аналитические решения и численные решения коммерческими пакетами CAE.

Построена математическая модель описывающая динамику десантирования упругой РН из грузового отсека СН под действием внешних силовых факторов.

Проведено решение тестовых модельных задач, и сравнение с результатами расчетов в коммерческих пакетах и известными аналитическими решениями, показавшее адекватность модели и корректность алгоритмов.

Вторая глава посвящена вычислению нестационарных аэродинамических нагрузок $\vec{F}_{адi}$ бессеточным вихревым методом.

Для определения нестационарных аэродинамических сил $\vec{F}_{адi}$, поверхность тела b разбивается на участки K_i , $i = 1, \dots, N - 1$, где N – количество узлов УММ. По известному давлению среды $p(\vec{r}_{K_i}, t)$ в точках поверхности b , определяются аэродинамические нагрузки в i -ом узле:

$$\vec{F}_{адi} = - \int_{K_i} p dK_i$$

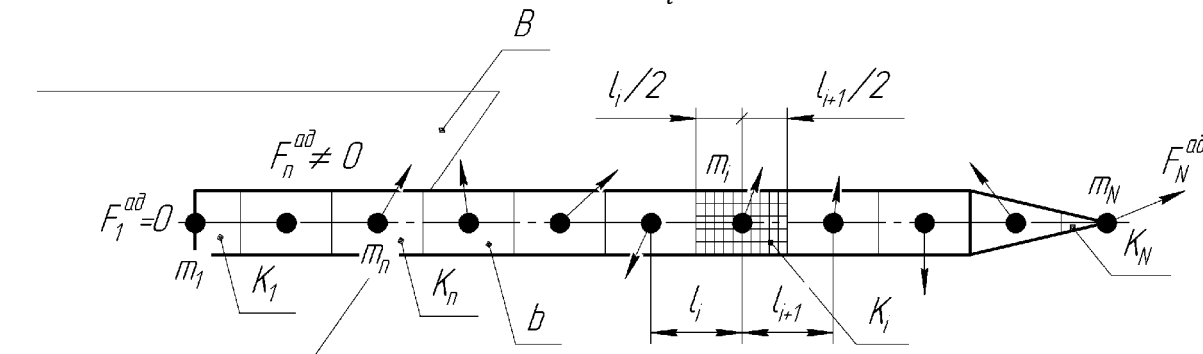


Рис. 2

Определяется расстояние от точки поверхности тела b до каждого узла УММ. Если расстояние от точки поверхности, до i -го узла УММ меньше, чем до любого другого (Рис. 2), то точка относится к участку K_i , $i = 1, \dots, N - 1$. Для вычисления нестационарных аэродинамических нагрузок на i -ый узел УММ определяется давление $p(\vec{r}_j, t)$ в контрольных точках участка K_i при помощи бессеточного вихревого метода, $j = 1, \dots, N_{K_i}$, где N_{K_i} – количество контрольных точек на участке K_i . Силовые факторы, действующие на модель СН (тело B) не вычисляются, поскольку по первому допущению, в настоящей диссертационной работе, динамика СН не учитывается.

Для определения давления в вихревом следе СН векторное поле скорости представляется в виде суммы потенциального и соленоидального полей

$$\vec{V} = \vec{V}_\infty + \vec{V}_\Omega, \quad \vec{V}_\Omega \neq 0.$$

Поле скорости с использованием интеграла Био-Савара восстанавливается по полю завихренности $\vec{\Omega}$.

$$\vec{V}_\Omega(\vec{r}) = \int_s \vec{Q}(\vec{r} - \vec{\xi}) \times \vec{\Omega}(\vec{\xi}) dS_\xi$$

где $\vec{Q}(\vec{r} - \vec{\xi})$ ядро интеграла Био-Савара.

Для определения давления используется аналог интеграла Коши-Лагранжа.

$$p(\vec{r}, t) = p_{\infty} + \rho_{\infty} \left(\frac{\vec{V}_{\infty}^2}{2} - \frac{\vec{V}^2}{2} + I_{\Omega} - I_{\gamma} \right),$$

где I_{Ω} – слагаемое, учитывающее вклад в давление от движения завихренности в области течения; I_{γ} – слагаемое, учитывающее вклад в давление от рождения завихренности.

Для использования интеграла Био-Савара, необходимо определять поля скорости $\vec{V}$ и завихренности $\vec{\Omega}$, а также рассчитывать эволюцию завихренности: генерацию завихренности на поверхности обтекаемого тела и движение завихренности по траекториям жидких частиц. Для численного определения поля давлений в методе вихревых элементов, поле завихренности представляется как суперпозиции элементарных полей завихренности вихревых элементов (ВЭ).

Поле завихренности каждого ВЭ записывается как функция от трех параметров $\vec{\Omega}_i = f(\vec{r}_i, \vec{h}_i, \Gamma_i)$, где

$\vec{r}_i$ – маркер ВЭ – радиус-вектор характерной точки ВЭ в НСК;

$\vec{h}_i$ – вектор ВЭ, связанный с маркером;

Γ_i – интенсивность ВЭ

Движение имеющихся ВЭ по траекториям жидких частиц описывается системой дифференциальных уравнений

$$\begin{cases} \frac{d\vec{r}_i}{dt} = \vec{V}(\vec{r}_i, t) \\ \frac{d\vec{h}_i}{dt} = \mathbf{B}\vec{h}_i \\ \frac{d\Gamma_i}{dt} = 0 \end{cases} \quad (1)$$

Как следует из последнего уравнения системы (1) интенсивность ВЭ движущегося в среде остается постоянной, равной интенсивности полученной при рождении. Для определения интенсивностей ВЭ рожденных вблизи поверхности обтекаемого тела, поля скорости и завихренности переписываются в виде суперпозиции полей от ВЭ существующих в вихревой пелене ($\vec{V}_i, \vec{\Omega}_i, i = 1, \dots, N_v$) и от ВЭ рожденных на поверхности обтекаемого тела для удовлетворения граничных условий:

На поверхности тела $K = b \cup B$ строится расчетная схема из N_p панелей, определяющих расположение маркера и вектор k -ого ВЭ, $k = 1, \dots, N_p$ в момент рождения, чтобы выполнялось условие:

$$\vec{\Omega}_k \cdot \vec{n}_k = 0, \quad k = 1, \dots, N_p \quad (2)$$

Для каждой панели на поверхности тела отдельно вычисляется влияние от вихревых элементов рожденных вблизи этой панели $\vec{v}_k^*(\vec{r}, \vec{r}_k^b, \vec{h}_k^b)$. Считается, что ВЭ рожденные вблизи панели имеют одинаковую интенсивность. Тогда поле скоростей с учетом влияния панелей определяется как:

$$\vec{V}(\vec{r}, t) = \vec{V}_\infty + \sum_{i=1}^{N_v} \Gamma_i \vec{v}_i(\vec{r}, \vec{r}_i, \vec{h}_i) + \sum_{k=1}^{N_p} \Gamma_k^b \vec{v}_k^*(\vec{r}, \vec{r}_k^b, \vec{h}_k^b) \quad (3)$$

Интенсивности новых вихревых элементов определяются из решения СЛАУ для условий непротекания (1 – 3) в контрольных точках панелей совместно с уравнением баланса циркуляции:

$$\begin{bmatrix} \vec{v}_{11} & \dots & \vec{v}_{1N_p} & 1 \\ \vdots & \vec{v}_{ij} & \vdots & \vdots \\ \vec{v}_{N_p 1} & \dots & \vec{v}_{N_p N_p} & 1 \\ 1 & \dots & 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \Gamma_1^b \\ \vdots \\ \Gamma_{N_p}^b \\ R_K \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \vec{V}_1^\Sigma \\ \vdots \\ \vec{V}_{N_p}^\Sigma \\ 0 \end{Bmatrix}, \quad (4)$$

где $i = 1, \dots, N_p$, $j = 1, \dots, N_p$, $\vec{V}_i^\Sigma = (\vec{V}_K - \vec{V}_\infty - \sum_{i=1}^{N_p} \Gamma_i \vec{v}_i(\vec{r}, \vec{r}_i, \vec{h}_i)) \vec{n}_i$, $\vec{v}_{ij} = \vec{v}_i^*(\vec{r}_j, \vec{r}_i, \vec{h}_i)$; R_K – регуляризирующая переменная.

Интенсивности рожденных ВЭ Γ_k^b , $k = 1, \dots, N_p$ определяются из условия непротекания в контрольных точках панелей:

$$\left(\sum_{k=1}^{N_p} \Gamma_k^b \vec{v}_k^*(\vec{r}, \vec{r}_k^b, \vec{h}_k^b) \right) \cdot \vec{n}_k = \left(\vec{V}_K - \vec{V}_\infty - \sum_{i=1}^{N_p} \Gamma_i \vec{v}_i(\vec{r}, \vec{r}_i, \vec{h}_i) \right) \cdot \vec{n}_k \quad (5)$$

В соответствии с граничным условием потока завихренности (2–4) все рожденные вихревые элементы, «сбрасываются» в поток движутся в дальнейшем по траекториям частиц среды, в соответствии с СДУ (5).

Алгоритм решения связанной задачи аэроупругости (Рис. 3), на шаге расчета состоит из девяти основных операций:

1. построение расчетной схемы на поверхности тела $K = B \cup b$;
2. решения СЛАУ, для определения интенсивностей рожденных ВЭ;
3. пополнение вихревой пелены ВЭ рожденными на текущем шаге;
4. определение поле давления на поверхность K ;
5. определение значений нестационарных аэродинамических сил, действующих на i -ый узел УММ;
6. интегрирование системы дифференциальных уравнений методом Рунге-Кутты четвертого порядка с постоянным шагом. Критерий останова расчета;
7. построение новой формы поверхности тела K ;
8. интегрирование системы дифференциальных уравнений движения ВЭ методом Эйлера первого порядка с шагом Δt ;
9. реструктуризация вихревой пелены.



Рис. 3

Таким образом, для решения связанной задачи аэроупругости, в программном комплексе MDVDD3DK реализован метод вихревых элементов, позволяющий определять нестационарные аэродинамические нагрузки, действующие на РН в процессе десантирования с учетом взаимодействия с вихревым следом.

Проведено тестирование на модельных задачах, показавшее хорошее совпадение с экспериментальными результатами как для стационарного так и не для нестационарного обтекания тел. Проведено моделирование движения упругого профиля в плоскопараллельном потоке среды, процесса освобождения упругого профиля от упругих связей с учетом воздействия плоскопараллельного потока среды, движение незакрепленного упругого тела в трехмерном потоке среды, расчет стационарных аэродинамических коэффициентов конусов с углами раствора $2\psi = 15^\circ$ и $2\psi = 25^\circ$ и удлинением $\lambda = 3,88$ и $\lambda = 2,25$, импульсивный старт цилиндра диаметром $D = 0,2$, удлинением $\lambda = 12$.

Показано, что использование метода вихревых элементов, реализованного в комплексе MDVDD3DK, позволяет проводить устойчивый расчет переходного режима при решении связанной задачи аэроупругости в

плоскопараллельном и пространственном потоке невязкой и несжимаемой среды.

В третьей главе производится выбор значений проектных параметров АКСГО с учетом проектируемых прототипов систем «Воздушный старт» (Россия) и «AirLaunch» (США) при десантировании РН массой 100 т, длиной 39 м, диаметром 4 м из СН АН-124 «Руслан», с учетом влияния вихревой пелены.

Исследуется влияние на процесс десантирования РН из СН четырех групп проектных параметров АКСГО:

- проектных параметров энергетического средства старта, пусковой установки и системы амортизации АКСГО;
- проектных параметров, связанных с баллистическим маневром СН перед осуществлением процесса десантирования;
- проектных параметров жесткостных и массовых характеристик РН;
- проектных параметров, необходимых для предотвращения нештатной ситуации и проектирования систем управления РН и СН:
 - минимального расстояния от корпуса РН до контура грузового люка СН,
 - приемлемого уровня динамического нагружения РН в процессе десантирования при движении по грузовому отсеку СН,
 - ухода центра масс РН от плоскости симметрии СН.
 - времени десантирования.

Анализ результатов, полученных при исследовании влияния проектных параметров ПУ на процесс десантирования, показывает, что существуют значения жесткостей упруго-вязких опор, C_i , $i = 1, \dots, N$ при которых учет в расчетах нестационарных аэродинамических сил на 90% увеличивает амплитуду вынужденных колебаний ($C_i = 0,36$ МН/м и $C_i = 1,80$ МН/м), а также значения, при которых нестационарный вихревой след за СН не оказывает существенного влияния на динамику процесса десантирования ($C_i = 3,60$ МН/м, $C_i = 5,40$ МН/м, $C_i = 10,0$ МН/м).

Из анализа влияния проектных параметров ПУ на динамику десантирования делается вывод о том, что с увеличением значения жесткости опор, влияние нестационарных аэродинамических сил на максимальные прогибы упруго-массовой модели (УММ) снижается, учет влияния аэродинамики изменяет амплитуду вынужденных колебаний узлов УММ на 2-3%. При проектировании АКСГО с пневматическими роликами в качестве ПУ, жесткость которых может попасть в диапазон $C_i = 0,36 \div 1,80$ МН/м, (АКСГО «AirLaunch»), необходим учет влияния нестационарных аэродинамических факторов.

В настоящей диссертации проводится исследование процесса десантирования РН из СН с двумя группами проектных параметров «ПАД» и «Парашют». Используемые значения проектных параметров для каждой из групп сведены в (Табл. 1).

Таблица 1.

Параметр	ПАД	Парашют
Величина внешней силы $\vec{P}$	1000 кН	500 кН
Величины жесткостей C_i системы опор	10^7 Н/м	10^6 Н/м
Количество N_{IP}	4	13
Номера узлов УММ, в которых установлены упруго-вязкие связи	1, 5, 8, 13	Во всех узлах УММ
Коэффициент действующей нормальной перегрузки n_y	Варьируется. Три расчетных случая	
Скорость набегающего потока $\vec{V}_\infty$	200 м/с	150 м/с
Высота полета СН h	8 км	10 км
Плотность набегающего потока ρ_∞	0,53 кг/м ³	0,42 кг/м ³
Давление набегающего потока на высоте полета СН p_∞	$3,57 \cdot 10^4$ Па	$2,65 \cdot 10^4$ Па
Угол атаки СН α	6°	
Учет нестационарных аэродинамических факторов	Варьируется. Три расчетных случая	

Проводится моделирование процесса десантирования РН из СН для проектных параметров при варьировании коэффициента действующей нормальной перегрузки для трех расчетных случаев: $n_{y_I} = 0,3$; $n_{y_{II}} = 0,45$; $n_{y_{III}} = 1,0$.

Для всех расчетных случаев с различными значениями действующей нормальной перегрузки (n_y), процесс десантирования РН, при использовании схемы «ПАД», с учетом нестационарных аэродинамических факторов, проходит штатно. Значения проектных параметров, необходимых для предотвращения нештатной ситуации, при десантировании и проектирования системы управления РН и СН:

- минимальное расстояние от корпуса РН до грузового люка СН составляют 1,1 м в плоскости рысканья, 0,65 м в плоскости тангажа ($n_{y_I} = 0,3$);
- время десантирования для всех исследуемых расчетных случаев не превышает $t_d = 2,7$ с. при расчетном случае $n_{y_{II}} = 0,45$ время десантирования больше на $\Delta t_d = 0,1$ с из-за воздействия продольных аэродинамических сил.

Анализ расчетных случаев для схемы «Парашют» с учетом нестационарных аэродинамических факторов показывает, что существуют расчетные случаи $n_{y_I} = 0,3$ и $n_{y_{III}} = 1,0$ при которых процесс десантирования РН с учетом нестационарных аэродинамических факторов в «развивающейся» пелене, завершается аварийно, происходит касание корпусов РН и СН (Рис. 4). При анализе схемы «Парашют» угловой уход РН значительно больше, чем при анализе схемы «ПАД».

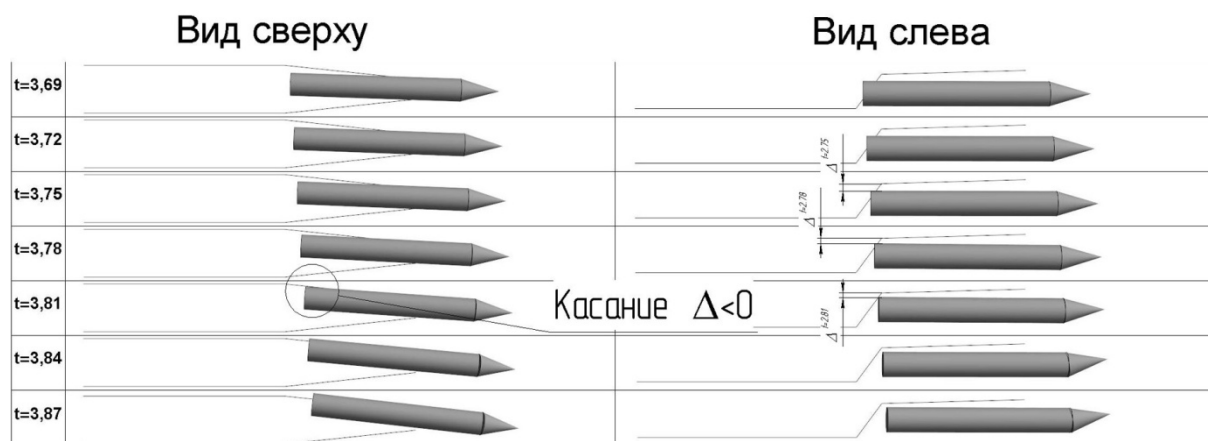


Рис. 4

Значения проектных параметров необходимых для проектирования системы управления РН и СН:

- пиковые нагрузки от ПУ, испытываемые РН в процессе десантирования составляют 0,1 МН в плоскости тангажа РН и 0,03 МН в плоскости рысканья;
- уход ЦМ РН от плоскости симметрии СН не превышает $\Delta_{\text{ЦМ}} = 0,1$ м;
- время десантирования для всех исследуемых расчетных случаев не превышает $t_{\text{д}} = 4$ с.

Проводится исследование влияния действия нестационарных аэродинамических сил в развитом и развивающемся вихревом следе на динамику процесса десантирования, для схем «ПАД» и «Парашют». Сравниваются значения проектных параметров для $n_y = 0,3$. Рассматриваются случаи старта без учета вихревой пелены, старта в развивающуюся пелену и старта в развитую пелену (Рис. 5).

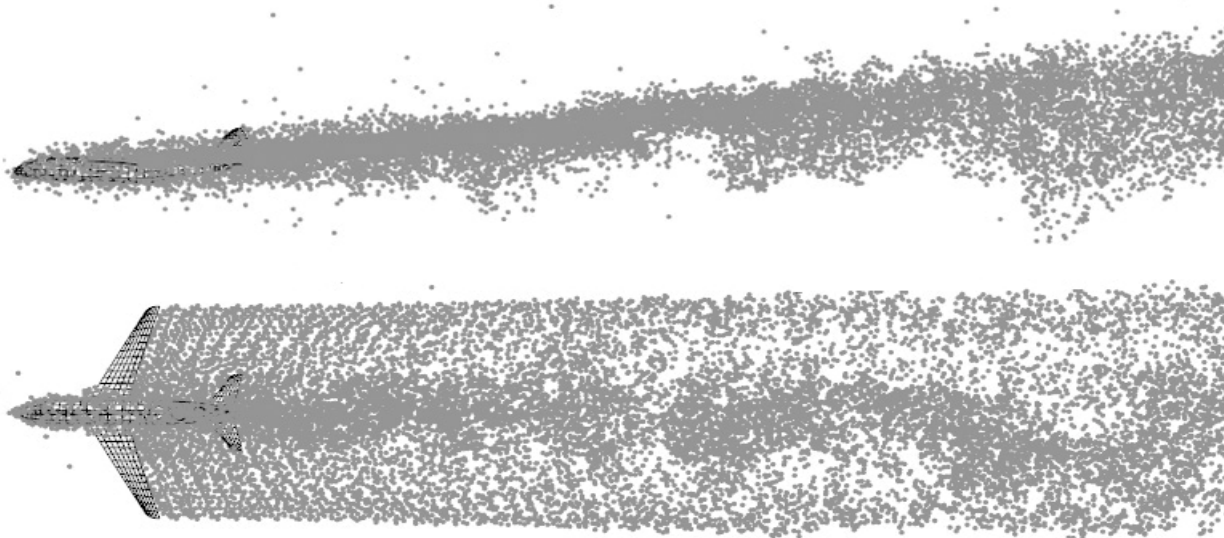


Рис. 5

Формирование развитого следа за СН процедура требующих больших вычислительных затрат, поэтому в программном комплексе MDVDD3DK, для используемой модели СН предварительно рассчитываются параметры ВЭ, формирующих вихревой след. В результате расчета более трехсот временных шагов (что соответствует безразмерному времени $t = 10$), вихревая пелена за

СН состоит более чем из 10000 ВЭ. На (Рис. 5) отчетливо прослеживаются «жгуты» от крыльев и хвостового оперения СН, а также вихревой след за фюзеляжем СН. След за СН сворачивается в «жгуты» на расстоянии двух размахов крыльев за СН. При десантировании РН попадает в зону формирования следа.

Анализ показывает, что влияние вихревой пелены для группы проектных параметров «ПАД» носит демпфирующий характер, снижается амплитуда вынужденных колебаний. В положительную область смещается среднее значение координат узлов УММ в ПСК вдоль оси $O'U$. В тоже время при учете нестационарных аэродинамических факторов возникает полигармонический колебательный процесс в плоскости рысканья РН.

Амплитуда вынужденных колебаний для проектных параметров группы «Парашют» в плоскости рысканья РН возрастает более чем в два раза, по сравнению с исследованиями с учетом развивающейся вихревой пелены.

Сравнение результатов исследования, показывает, что значения нестационарных аэродинамических факторов имеют большой разброс. Одним из направлений дальнейших исследований может стать использование статистических методов при анализе динамики десантирования.

Основными отличиями результатов исследования десантирования в развитую пелену является более сильное влияние пелены на проектные параметры АКСГО в процессе десантирования:

- большой уход ЦМ РН в плоскости рысканья и тангажа под воздействием нестационарных аэродинамических сил;
- большие амплитуды колебательных процессов возникающих в плоскостях рысканья и тангажа.

Показано, что:

- при выборе проектных параметров АКСГО необходимо учитывать пространственное движение РН при десантировании;
- при взаимодействии с вихревым следом десантируемая РН отклоняется в плоскости рысканья, что качественно совпадает с известными результатами летных экспериментов и не отражено в расчетах динамики десантирования, проведенных другими авторами;
- при взаимодействии с вихревым следом возникает интенсивная «раскачка» десантируемой РН, которая должна быть учтена при проектировании системы управления АКСГО;
- вихревой след за СН при малых нормальных перегрузках «удерживает» десантируемую РН вблизи ГО СН, что увеличивает риск столкновения РН и СН, например, под действием порыва ветра;
- десантирование при использовании схемы «ПАД» с учетом нестационарных аэродинамических сил, проходит штатно, однако влияние вихревого следа заметно сказывается на характеристиках переходного режима. При использовании схемы «Парашют», существуют нормальные перегрузки, при которых процесс десантирования РН с

учетом нестационарных аэродинамических факторов в «развивающейся» пелене, завершается аварийно;

- Использование более мощного ЭСС при десантировании РН предпочтительнее. При проектировании АКСГО с малой жесткостью опор ПУ обязателен учет влияния нестационарных аэродинамических факторов.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ И РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ:

1. С использованием метода вихревых элементов проведен анализ проектных параметров аэроупругой динамики старта аэрокосмической системы со стартом ракеты из грузового отсека самолета-носителя с учетом влияния вихревого следа;
2. Создано математическое и программно-алгоритмическое обеспечение позволяющие проводить анализ проектных параметров вертикального маневра и пусковой установки, для численного моделирования динамики десантирования ракеты из самолета-носителя;
3. Численное моделирование показало, что расчеты, проведенные без учета возмущения от вихревого следа за самолетом, приводят к принципиально неверным результатам, учет вихревого следа, вызывает сложное пространственное движение ракеты при десантировании, а также значительные нестационарные нагрузки, которые необходимо учитывать при проектировании пусковой установки и системы управления аэрокосмической системы.
4. При взаимодействии с вихревым следом десантируемая ракета отклоняется в плоскости рысканья, «поддерживается» вихревым следом, вблизи самолета, что увеличивает риск возникновения аварийной ситуации.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ДИССЕРТАЦИИ ОПУБЛИКОВАНЫ В РАБОТАХ

1. Короткий С.А. Исследование аэроупругой динамики воздушного старта с учетом интенсивного вихреобразования // Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред им. А.Г. Горшкова: Материалы XVI международного симпозиума. — М.: МАИ, 2010. — Т. 1. — С. 104.
2. Короткий С.А. Моделирование аэроупругой динамики старта аэрокосмической системы из самолета-носителя методом вихревых элементов // XXIX Российская школа, посвященная 85-летию со дня рождения академика В.П. Макеева: Тезисы докладов. — Миасс, 2009. — С. 28.
3. Короткий С.А. Численное моделирование динамики профиля в плоскопараллельном потоке // Всероссийская конференция молодых ученых и специалистов: Сборник трудов. — М., 2008. — С. 226-227.

4. Короткий С.А., Щеглов Г.А. Исследование влияния спутного вихревого следа на динамику десантирования ракеты-носителя при воздушном старте // *Аэродинамика летательных аппаратов: Материалы XXI Школы-семинара* — М.: ЦАГИ, 2010. — С.102.
5. Короткий С.А., Щеглов Г.А. Исследование движения незакрепленного упругого профиля в несжимаемой среде, моделируемой вихрями // *Методы дискретных особенностей в задачах математической физики* труды XIV международного симпозиума. — Харьков, 2009. — С. 106-110.
6. Короткий С.А., Щеглов Г.А. Исследование движения незакрепленной динамической системы с использованием пакета компьютерной алгебры // *Аэрокосмические технологии 2004-2007: Сборник трудов Всероссийских и Международных научно-технических конференций* — М., 2008. — С. 286-288.
7. Короткий С.А., Щеглов Г.А. Прямое численное моделирование процесса разделения профилей в плоскопараллельном потоке // *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение (Спец.выпуск), 2008.* — С. 41-50.
8. Короткий С.А., Щеглов Г.А. Численное моделирование аэроупругой динамики воздушного старта с учетом интенсивного вихреобразования // *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение (Спец.выпуск), 2010.* — С. 67-73.
9. Короткий С.А., Щеглов Г.А. Численное моделирование процесса освобождения балки от упругих связей в плоскопараллельном потоке среды // *Проблемы машиностроения и надежности машин, 2009.* — № 4. — С. 28-34.