

На правах рукописи

ЕРМАКОВ АНДРЕЙ ВАСИЛЬЕВИЧ

**ОПРЕДЕЛЕНИЕ АЭРОУПРУГИХ КОЛЕБАНИЙ ЛЕТАТЕЛЬНОГО
АППАРАТА, ОБУСЛОВЛЕННЫХ ВИХРЕОБРАЗОВАНИЕМ
ОТ ПОРЫВА ВЕТРА НА СТАРТОВОЙ ПОЗИЦИИ**

Специальность 05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных
аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва – 2017

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении Высшего образования «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель: доктор технических наук, доцент
Щеглов Георгий Александрович

Официальные оппоненты: **Желанников Александр Иванович**,
доктор технических наук, профессор, ЦАГИ
имени профессора Н.Е. Жуковского, г.
Жуковский, Московская область, главный
научный сотрудник отделения «Аэродинамика
и динамика вертолетов, штопор и аэродинамика
самолетов на больших углах атаки»

Веселов Михаил Владимирович,
кандидат технических наук, доцент, Филиал
ФГУП «ЦЭНКИ» - «Научно-исследовательский
институт стартовых комплексов имени В.П.
Бармина», г. Москва, заместитель начальника
расчетно-теоретического отдела

Ведущая организация: Акционерное общество «Корпорация
«Московский институт теплотехники»,
г. Москва

Защита состоится 26 октября 2017 г. в 14 час. 30 мин. на заседании диссертационного совета Д 212.141.22 в Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, пер. Госпитальный, д. 10, ауд. 407м, корп. СМ.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте www.bmstu.ru МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Автореферат разослан «___» _____ 2017 г.

Ваш отзыв в одном экземпляре, заверенный гербовой печатью, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д.5, стр. 1, МГТУ им Н.Э. Баумана, диссертационный совет Д 212.141.22.

Ученый секретарь диссертационного совета
к.т.н. доцент

А.Ю. Луценко

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. В настоящее время во всем мире и, в том числе, в Российской Федерации идет смена поколений ракет-носителей космического назначения (РКН). Обеспечение динамической прочности этих летательных аппаратов (ЛА), представляет собой одну из важнейших задач, которая решается на этапе проектирования. При этом, в связи с широким внедрением методов автоматизированного проектирования, виртуальной разработки и испытаний изделий, актуальной задачей является разработка новых математических моделей внешних динамических нагрузок, методик их расчета и соответствующего программного обеспечения.

Настоящая работа посвящена разработке методики моделирования одного из наиболее сложных видов динамических нагрузок – ветровых нагрузок, возникающих на этапе предстартовой подготовки РКН. Параметры ветра в общем случае являются нестационарными случайными величинами, которые существенно изменяются по высоте и направлению. Интенсивное вихреобразование, возникающее при обтекании ветром РКН и находящихся возле нее конструкций стартового комплекса, может вызывать опасные аэроупругие явления: вихревой резонанс, галлопирование, бафтинг. Опасные нагрузки может вызывать не только продолжительный ветер, но и его кратковременные порывы.

Разработка высокопроизводительной методики расчета нестационарных ветровых нагрузок на РКН является актуальной не только для проектирования, но и для сопровождения пуска при эксплуатации ракет-носителей. Возможность оперативного расчета отклика конструкции РКН в заданной конфигурации на ветровое воздействие, измеренное непосредственно в районе стартовой площадки позволит выдать обоснованное заключение о возможности пуска и, тем самым, повысить надежность и безопасность эксплуатации ракетно-космического комплекса.

Объектом исследования является ракета-носитель космического назначения на этапе предстартовой подготовки.

Предметом исследования являются аэроупругие колебания РКН, вызванные вихреобразованием, порождаемым порывом ветра на стартовой позиции.

На основе анализа литературы можно сделать вывод о том, что задача, посвященная определению ветровых нагрузок на РКН, установленную на стартовую позицию, исследуется достаточно давно. Обзор работ по данной теме можно найти в фундаментальном труде Петрова К.П., который является основным открытым источником информации по данному вопросу на русском языке. Однако до настоящего времени в существующих отраслевых стандартах и нормах, ветровое воздействие представляется квазистационарным. Исследования, которые посвящены математическому моделированию нелинейных нестационарных процессов, возникающих при воздействии ветра на РКН, таких как захват частоты, автоколебания, ветровой резонанс, при анализе открытых публикаций обнаружить не удалось. В то же время известно

значительное количество работ по исследованию указанных явлений применительно к строительным конструкциям: мостам, башням, и пр. Источником нестационарных нагрузок являются процессы интенсивного вихреобразования, возникающие при отрывном обтекании подобных конструкций. Пренебрежение данными процессами при моделировании нагрузок может приводить к принципиально неверным результатам расчета динамики и прочности конструкции летательного аппарата.

В настоящее время мало экспериментальных данных, особенно в открытой литературе, касающихся вопросов аэроупругого взаимодействия ракеты, стоящей на стартовой позиции с сооружениями стартового комплекса: башней обслуживания или кабель мачтой, и в частности, с вихрями, которые с нее сходят. Данные исследования являются актуальными, поскольку башню, находящуюся рядом с РКН имеют стартовые комплексы большинства существующих и вновь разрабатываемых РКН.

Актуальной задачей на сегодняшний день является не только проведение эксперимента, который можно провести в аэродинамической трубе, но и разработка методик поддержки эксперимента, основанных на численном моделировании процессов интенсивного вихреобразования вблизи упругодеформируемых поверхностей, необходимых для более полного описания и анализа исследуемых процессов.

Существующие программные комплексы (ANSYS Fluent, OpenFoam и т.д.), в которых реализованы сеточные методы вычислительной гидродинамики, позволяют решать данную задачу аэроупругости, но ценой очень больших затрат машинного времени. Использование имеющихся программных комплексов практически не позволяет решать задачу расчета параметров переходных режимов с учетом случайных разбросов факторов ветрового воздействия методом Монте-Карло, поскольку расчет одной реализации занимает около одной недели.

Несмотря на бурный рост производительности вычислительных машин, суперкомпьютеров, на текущий день отсутствует возможность для решения уравнений Навье-Стокса, которые описывают поведение жидкости или газа, прямым численным методом без каких-либо упрощений и осреднений. В качестве альтернативы сеточным методам для задачи динамики несжимаемой среды развиваются бессеточные лагранжевые вихревые методы, основанные на моделировании эволюции завихренности. Применение данных методов для расчета аэродинамической нагрузки, действующей на РКН может дать значительное сокращение времени счета, при приемлемой точности результатов, что особенно важно при проведении серий расчетов в процессе поиска рациональных проектных решений, определения предельно допустимой скорости ветра, а также при учете случайного характера ветрового воздействия.

Таким образом, несмотря на серьезный прогресс в использовании виртуального моделирования и виртуальных испытаний, возросшем росте производительности вычислительных комплексов, на сегодняшний день отсутствует эффективная инженерная методика численного моделирования

процесса ветрового нагружения летательного аппарата, учитывающая связь процессов вихреобразования и колебаний конструкции.

Целью диссертационной работы является определение параметров аэроупругих колебаний РКН, вызываемых вихреобразованием от порыва ветра на стартовой позиции.

Для достижения поставленной цели потребовалось решение следующих основных задач:

1. Построение математической модели нестационарного ветрового нагружения РКН, установленной на непроницаемом экране, учитывающей взаимосвязь между упругими деформациями конструкции и процессами вихреобразования.

2. Разработка программного комплекса для расчета нестационарных ветровых нагрузок, действующих на РКН на этапе предстартовой подготовки, с учетом взаимовлияния вихреобразования при обтекании корпуса ракеты и элементов стартового оборудования и упругих деформаций обтекаемой поверхности.

3. Построение методики решения задачи в простейшем случае взаимодействия упругодеформируемого профиля с плоскопараллельным потоком среды и оценка влияния процессов вихреобразования на параметры нагружения профиля.

4. Построение методики решения задачи в случае пространственного обтекания и сравнение результатов моделирования с известными экспериментальными данными.

5. Тестирование методики на модельной задаче с целью оценки взаимовлияния вихреобразования и упругих деформаций обтекаемой поверхности на спектральные характеристики аэродинамической нагрузки.

6. Определение параметров аэроупругих колебаний для прототипа РКН легкого класса.

Научная новизна работы определяется использованием метода вихревых элементов для определения параметров аэроупругих колебаний РКН на стартовой позиции, который ранее, насколько позволяет судить проведенный обзор литературы, к подобным задачам не применялся. В работе автором впервые применительно к задаче о ветровом нагружении РКН использована новая модификация метода вихревых элементов, предложенная в работах Г.А. Щеглова и И.К. Марчевского, в которой для расчета полей скорости и давления несжимаемой среды применяется модель потока завихренности Лайтхилла-Чорина и новый вихревой элемент – симметричный вортон-отрезок.

Использование метода вихревых элементов, обладающего большой эффективностью расчета течений несжимаемой среды, позволило получить следующие **новые результаты, выносимые на защиту**:

1. Методика численного определения параметров нелинейных нестационарных переходных режимов малых аэроупругих колебаний ракеты космического назначения, в которой используется новая модификация метода

вихревых элементов, что позволяет учесть влияние процессов вихреобразования, возникающих вследствие порыва ветра на стартовой позиции.

2. Результаты численного моделирования аэроупругих колебаний профилей в плоскопараллельном потоке несжимаемой среды показывающие, что взаимосвязь между вихреобразованием и колебаниями профиля может оказывать существенное влияние на спектр частот аэродинамической нагрузки, режим движения профиля.

3. Результаты численного моделирования обтекания потоком несжимаемой среды пространственных конструкций, установленных на непроницаемом экране, показывающие что спектры нагрузок для упругой конструкции по сравнению с аналогичной абсолютно жесткой конструкцией существенно меняются.

4. Результаты численного моделирования аэроупругих колебаний прототипа РКН «Рокот» на стартовой позиции, позволившие определить опасные сочетания скорости и направления кратковременного порыва ветра, при которых процессы интенсивного вихреобразования вызывают нарастание амплитуды колебаний.

Практическая значимость полученных результатов состоит в том, что разработан программный комплекс, реализующий разработанные алгоритмы решения связанной задачи аэроупругости, в котором произведена интеграция коммерческого пакета MSC Nastran, в части конечно-элементной модели, с собственным программным обеспечением для расчета аэродинамической нагрузки вихревым методом. Разработанная методика определения внешних ветровых нагрузок с помощью созданного программного комплекса позволяет эффективно, с малыми затратами времени, проводить численные исследования связанных задач аэроупругости с использованием конечно-элементных моделей, построенных в широко распространенном коммерческом пакете MSC Nastran. Результаты работы внедрены в ВПК «НПО Машиностроения» в рамках темы «Фундамент».

Достоверность и обоснованность результатов, представленных в диссертации, обеспечена использованием проверенных численных математических методов, сертифицированным программным комплексом МКЭ, апробацией разработанных алгоритмов и программного комплекса в сериях вычислительных экспериментов, а также сравнением результатов с известными экспериментальными данными и расчетами других авторов.

Диссертация является составной частью фундаментальных исследований, проведенных в рамках гранта РФФИ (проект №11-08-00699-а).

Апробация работы. Материалы настоящей диссертационной работы докладывались и обсуждались на следующих конференциях: Международный симпозиум «Методы дискретных особенностей в задачах математической физики» (Херсон, 2011, 2013); Международная научная конференция «Аэрокосмические технологии», (Москва-Реутов, 2012); Международная молодежная научная конференция «Гагаринские чтения» (Москва, 2012, 2014); Международный симпозиум «Динамические и технологические проблемы

механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова (Москва, 2012, 2014); VI Международный конгресс «European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering» (Вена, 2012); Международный авиационно-космический научно-гуманитарный семинар им. С.М. Белоцерковского (Москва, 2012, 2013, 2017); Всероссийская конференция молодых ученых и специалистов «Будущее машиностроения России» (Москва, 2013, 2014); IV Международная научная конференция «Ракетно-космическая техника: фундаментальные и прикладные проблемы» (Москва, 2013); III Международная научно-техническая конференция, посвященной 100-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея (Москва, 2014); XI международный конгресс «World Congress on Computational Mechanics» (Барселона, 2014); XIV Международная конференция «Высокопроизводительные параллельные вычисления на кластерных системах» (Пермь, 2014); XXXIX Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва (Москва, 2015); VIII Всероссийская конференция «Необратимые процессы в природе и технике» (Москва, 2015); XII Всероссийская научно-техническая конференция «Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского» (Москва, 2015); XI Всероссийский съезд по теоретической и прикладной механике. (Казань, 2015); III научно-техническая конференция «Динамика и прочность конструкций аэрогидроупругих систем. Численные методы» (Москва, 2015); Научно-техническая конференция «Прочность конструкций летательных аппаратов» (Жуковский, 2016).

Публикации. Основные результаты диссертации опубликованы в 4 научных работах из Перечня ведущих рецензируемых научных журналов и изданий, и 15 трудах и тезисах докладов Международных и Всероссийских конференций. Основные результаты содержатся в работах [1, 5, 12, 18].

Личный вклад соискателя. Соискателем разработана математическая модель, описывающая взаимосвязь нелинейного нестационарного процесса вихреобразования при пространственном обтекании порывом ветра системы РКН-башня стартового комплекса, с малыми колебаниями элементов указанной системы. Разработаны методика алгоритм и программный комплекс для решения связанной задачи аэроупругости РКН на стартовой позиции. Проведены серии вычислительных экспериментов и проведена обработка результатов расчетов. Из совместных публикаций в диссертацию включен лишь тот материал, который непосредственно принадлежит соискателю.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, 5 глав, основных выводов, списка литературы. Диссертация изложена на 165 страницах, содержит 75 иллюстраций, 19 таблиц. Список литературы включает 140 наименований (в том числе 36 на иностранных языках)).

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении приводится общая характеристика работы: дается обоснование актуальности работы, сформулированы цель и задачи работы, научная новизна, практическая значимость работы, основные положения, выносимые на защиту, и описана структура диссертации.

В первой главе на основании обзора литературы по ветровому нагружению ракет-носителей на стартовой позиции и ветровому нагружению зданий и сооружений, а также на основании обзора методов вычислительной гидродинамики сделан вывод о том, что существующие подходы к расчету ветровой нагрузки на РКН, установленную на стартовой позиции: нормативный, экспериментальный, эмпирический и вычислительный не позволяют эффективно моделировать нелинейные аэроупругие явления, обусловленные процессами интенсивного вихреобразования. Для вариантного анализа проектных параметров и вычислительного сопровождения пуска РКН требуется разработка новых высокоэффективных расчетных методик анализа нестационарных переходных режимов колебаний, вызванных воздействием ветра. Среди численных методов CFD и FSI для расчета нестационарных аэроупругих колебаний конструкций наиболее эффективными являются новые модификации бессеточных вихревых методы. Однако публикаций, посвященных их приложению к задачам ветрового воздействия на РКН в литературе обнаружить не удалось.

Во второй главе работы рассмотрена методика расчета нестационарных ветровых нагрузок, действующих на упругодеформируемый летательный аппарат, с учетом вихреобразования на податливой обтекаемой поверхности.

Рассматривается обтекание деформируемого тела потоком идеальной несжимаемой среды с постоянной скоростью $\vec{V}_\infty$ и плотностью ρ_∞ . Область течения S считается безграничной и возмущается только телом. Вязкость среды ν учитывается только вблизи поверхности тела как причина генерации завихренности. Определяются аэродинамические нагрузки $G(p)$, действующие на тело со стороны потока. Считается, что под действием данных нагрузок система совершает малые колебания и ее уравнения движения могут быть записаны в обобщенных координатах. Математическая модель обтекания деформируемого тела описывается связанной задачей аэроупругости:

$$\begin{cases} \operatorname{div} \vec{V} = 0 \\ \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = -\nabla \left(\frac{p}{\rho_\infty} \right) + \nu \nabla^2 \vec{V} \\ [M]\{\ddot{q}\} + [C]\{\dot{q}\} + [K]\{q\} = \{G(p)\} \end{cases} \quad (1)$$

- начальные условия $\vec{V}(t_0) = \vec{V}_0(\vec{r}), \{q(t_0)\} = \{q_0\}, \{\dot{q}(t_0)\} = \{\dot{q}_0\}$

- граничное условие “на бесконечности” $\lim_{\vec{r} \rightarrow \infty} \vec{V}(\vec{r}, t) = \vec{V}_\infty, \lim_{\vec{r} \rightarrow \infty} p(\vec{r}, t) = p_\infty$

- граничное условие “на теле” (условие прилипания) $\vec{V}(\vec{r}, t) = \vec{V}_K(\{q\}, \{\dot{q}\})$ при $\vec{r} \in K$, где $\{q\}$ – вектор обобщенных координат, $[M], [C], [K]$ – матрицы масс, жесткости и демпфирования, $\vec{V}, p$ – поля скоростей и давления в среде, $K(\{q\})$ – деформируемая поверхность обтекаемого тела.

Для перехода от системы уравнений, содержащей уравнения в частных производных (1), к системе обыкновенных дифференциальных уравнений используется метод вихревых элементов (МВЭ). Поле завихренности представляется в виде суперпозиции элементарных полей завихренности,

называемых вихревыми элементами (ВЭ). Система обыкновенных дифференциальных уравнений относительно обобщённых координат колебательной системы и параметров вихревых элементов (ВЭ) имеет вид:

$$\begin{cases} \{\dot{\Omega}\} = \Lambda(\{\Omega\}) \\ [M]\{\ddot{q}\} + [K]\{\dot{q}\} + [C]\{q\} = \{G(\{\Omega\})\} \\ \{\Omega(t_0)\} = \{\Omega_0\}, \{q(t_0)\} = \{q_0\}, \{\dot{q}(t_0)\} = \{\dot{q}_0\} \end{cases} \quad (2)$$

где $\{\Omega\}$ - вектор состояния ВЭ, компонентами которого являются: $\vec{r}_j$ - радиус вектор маркера, $\vec{h}_j$ - вектор ВЭ, Γ_j - интенсивность ВЭ. Размерность вектора равна $7N_V$, где N_V - количество ВЭ; Λ - оператор, описывающий уравнение сохранения импульса в лагранжевой постановке: движение маркеров ВЭ по траекториям жидких частиц, удлинение и поворот векторов ВЭ, постоянство интенсивности ВЭ; $\{\Omega_0\}$ - вектор начального состояния вихревого следа.

Для вычисления граничного условия «на теле» производится генерация новых ВЭ. Параметры ВЭ задаются расчетной схемой из замкнутых вортонных рамок для чего используется разбиение тела на конечные панели K_i , $i = 1, \dots, N_{\Pi}$, а интенсивности ВЭ находятся и из решения системы алгебраических уравнений

$$[A]\{\Gamma\} = \{V_{nK}\}, \quad (3)$$

где V_{nK} - нормальная составляющая скорости движения контрольной точки панели. Таким образом, число ВЭ увеличивается с течением времени по мере развития вихревого следа.

Для восстановления давления используется аналог интеграла Коши-Лагранжа, введенный в трудах Г.Я. Дынниковой

$$p(\vec{r}, t) = p_{\infty} + \rho_{\infty} \left(\frac{\vec{V}_{\infty}^2}{2} - \frac{\vec{V}(\{\Omega\})^2}{2} + I_{\Omega} - I_{\gamma} \right), \quad (4)$$

где I_{Ω} - слагаемое, учитывающее вклад в давление от движения ВЭ в области течения; I_{γ} - слагаемое, учитывающее вклад в давление от рождения ВЭ. Для определения нестационарных аэродинамических сил действующих на обтекаемое тело, проводится интегрирование известного распределения давления среды $p(\vec{r}_{K_i}, t)$ по поверхности тела. Для расчета перемещений узлов обтекаемого тела строится конечно-элементная модель. Поверхность тела K разбивается на N конечных элементов. Радиус-векторы узлов панелей совпадают с радиус-векторами узлов конечно-элементной модели. В качестве обобщенных координат могут быть использованы как координаты узлов конечных элементов, так и главные нормальные координаты полученные путем разложения по заданному числу собственных форм колебаний.

Таким образом, методика включает:

1. Подготовку данных (матриц $[M]$, $[C]$, $[k]$) для упругой подсистемы, которая может быть проведена в стеке коммерческих программ MSC Patran, Nastran.

2. Формирование на основе конечноэлементной сетки панелей метода вихревых элементов.

3. Определение методом вихревых элементов нестационарных нагрузок на деформируемую конструкцию РКН путем решения связанной задачи аэроупругости (2).

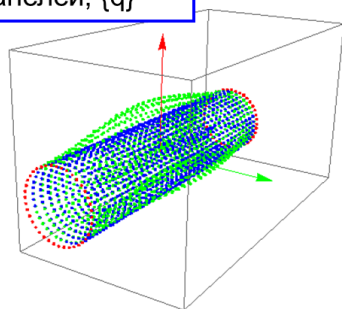
Блок-схема применения методики представлена на Рис. 1. Результатом применения методики являются характеристики переходного режима, позволяющие исследовать влияние процессов вихреобразования на колебания конструкции РКН под действием ветра.

Разложение по собственным формам

$$[M]\{\ddot{q}\} + [K]\{\dot{q}\} + [C]\{q\} = \{G\}$$

Перемещения
вершин
панелей, $\{q\}$

$$\{q\} = [a]\{\varphi\}$$



Координаты
узлов сетки МКЭ

Координаты вершин
панелей МВЭ

PATRAN

*.bdf

NASTRAN

*.f06

Собственные
формы $[a]$

Рис. 1. Блок схема методики

Методика решения связанной задачи аэрогидроупругости отличается тем, что позволяет:

1. Рассчитывать малые колебания упругого обтекаемого тела методом разложения по собственным формам колебаний. При этом формы колебаний должны быть получены на основе конечно-элементной модели любой сложности, в которой граница обтекаемого тела задана в виде непрерывной поверхности. Конечно-элементная модель может быть получена в любом известном пакете САЕ.

2. Рассчитывать обтекание деформируемого тела и определять аэродинамические нагрузки лагранжевым бессеточным методом вихревых элементов, что дает возможность решать задачу обтекания в безграничной расчетной области.

3. Моделировать взаимодействие тела с потоком в случае, когда плотность конструктивных элементов существенно больше плотности набегающей среды (воздуха). Взаимодействие определяется потоком завихренности со всей поверхности обтекаемого тела, который зависит от перемещения и скорости движения обтекаемой поверхности.

4. Уменьшить время расчета за счет того, что вычислительные ресурсы используются для расчета динамики вихревых элементов в спутном следе, число которых существенно меньше, чем число ячеек, необходимое для расчета задачи сеточным методом.

Третья глава посвящена применению разработанной методики и программного комплекса для исследования задачи плоскопараллельного обтекания деформируемых профилей. На Рис. 2 представлены примеры расчетных схем, использованных при расчетах обтекания кругового профиля.

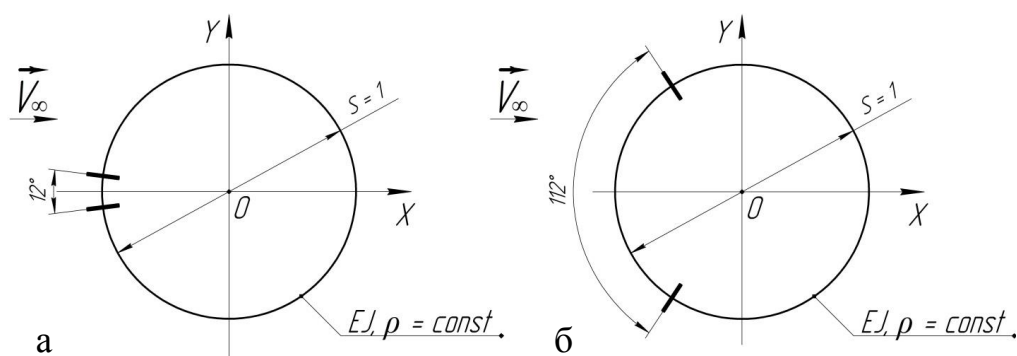


Рис. 2. Расчетные схемы для кругового профиля с различным положением заделок: а) закрепление под углом 12° , б) закрепление под углом 112°

Моделирование производится при следующих допущениях: упругодеформируемый профиль K разбивается на N участков. Распределение узлов является равномерным по всей длине контура; каждый участок профиля K представляет собой балочный конечный элемент, имеющий три степени свободы в каждом узле: растяжение u_i , прогиб w_i , угол поворота θ_i и обладающий постоянной изгибной жесткостью по длине EJ_i , равномерно распределенной постоянной погонной массой ρF_i и длиной L_i . Вид вихревых следов за кольцами в момент времени $t = T$ для различных расчетных случаев показан на Рис. 3. Точками отмечены вихревые элементы.

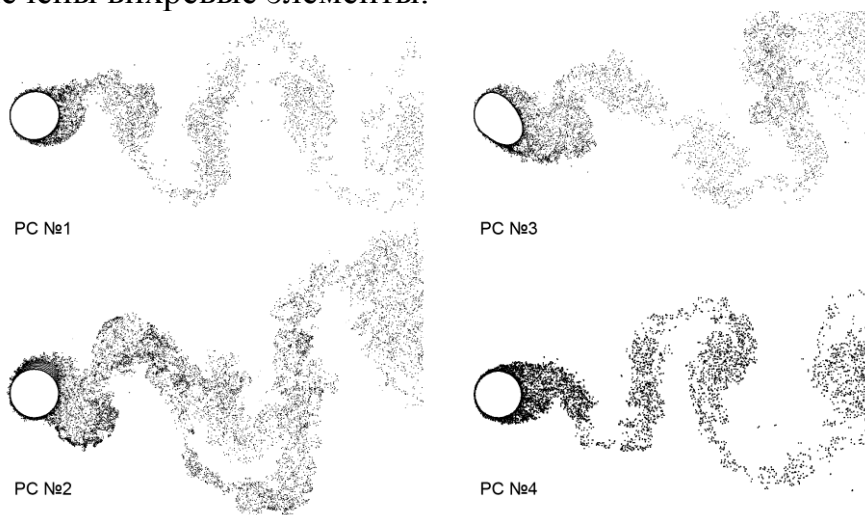


Рис. 3. Вид вихревых следов за профилями при $t = T$ для разных случаев.

В таблице 1 для каждого расчетного случая приведены установившиеся значение коэффициента лобового сопротивления. Случай обтекания недеформируемого кругового профиля отмечен как РС №0. Как видно из таблицы 1, при увеличении жесткости кругового профиля коэффициент лобового сопротивления стремится к значению для абсолютно жесткого кругового профиля. При уменьшении жесткости коэффициент сопротивления уменьшается от 10% до 20%, в зависимости от расчетного случая. Это связано, по всей видимости, с изменением миделевого сечения деформированного кругового профиля, и с изменением условий вихреобразования на гладкой деформируемой поверхности. В случае резонанса РС №3 коэффициент сопротивления оказывается на 20% ниже, чем у недеформируемого кругового профиля.

Таблица 1.

Результаты задачи обтекания

PC	Sh(ω_1)	C _{Ха}	Sh _y	Sh _x	Y _A	Sh _A
0	-	1,196	0,21	0,4	-	-
1	0,202	1,166	0,235	0,35 0,46	0,1067	0,020 0,088 0,166
2	3,307	1,08	0,16 0,41 1,21	0,25 0,81 1,12	0,0886	0,41
3	0,202	0,96	0,18	0,06 0,28	0,3205	0,025
4	6,329	1,196	0,21 0,75	0,06 0,41	0,0023	0,21 0,75

Моделирование аэроупругих колебаний профиля в плоскопараллельном потоке несжимаемой среды показало, что упругость профиля и условия его закрепления оказывают значительное воздействие на условия формирования завихренности и, как следствие, на характер пульсаций нестационарных аэродинамических нагрузок, которые оказываются полигармоническими. В спектре пульсаций проявляются гармоники, пропорциональные суммам и разностям частот пульсаций подъемной силы и силы сопротивления, а также первой собственной частоты колебаний профиля.

Обнаружено, что взаимосвязь между вихреобразованием и колебаниями профиля может оказывать существенное влияние на режим движения профиля. Например, если параметры упругого профиля настроены в резонанс с частотой схода вихрей Кармана для абсолютно жесткого кругового профиля, то за счет изменения параметров вихреобразования возможна отстройка частоты вынужденных колебаний от резонанса. В то же время у упругого профиля, изначально отстроенного от резонанса с частотой схода вихрей Кармана, может возникнуть режим автоколебаний.

Четвертая глава посвящена применению разработанной методики и программного комплекса для исследования задачи пространственного обтекания деформируемых тел. В качестве вихревого элемента использован симметричный вортон-отрезок, предложенный в работах Г.А. Щеглова и И.К. Марчевского. Для построения конечно-элементной модели используется коммерческий пакет MSC Patran. Тело K разбивается на N оболочечных конечных элементов типа QUAD4. Считая аэродинамическую нагрузку постоянной в течение шага интегрирования уравнений аэродинамики, для определения обобщенных координат $\{q\}$ используются аналитические формулы.

Разработанный программный комплекс был протестирован на моделировании связанной задачи аэроупругости из эксперимента Гафурова М.Б., Ильгамова М.А. В ходе эксперимента стальная цилиндрическая оболочка, размещенная на движущейся тележке, двигалась в воде. Был проведен расчет методом конечных элементов задачи статики оболочки, нагруженной давлением,

распределенным в соответствии с данными эксперимента. На Рис. 4 квадратными маркерами показан результат расчета статики для двух значений скорости среды. Прогибы среднего сечения оболочки, полученные в эксперименте показаны на Рис. 4 круговыми маркерами. Сравнение перемещений точек среднего сечения, полученного после осреднения по 1000 шагам интегрирования прогибов, найденных в результате решения связанной задачи (линии на Рис. 4), показывает хорошее совпадение с результатами эксперимента и решением задачи статики.

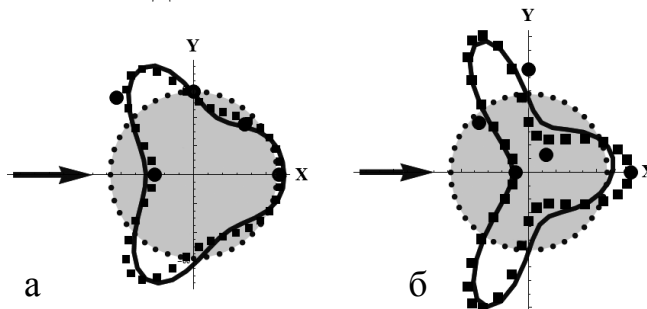


Рис. 4. Эпюры прогибов среднего сечения оболочки (увеличено в 1000 раз): точки – исходное сечение, квадраты – статический расчет, круги – эксперимент, линия – осредненное решение связанной задачи, а) $V_{\infty} = 0,9$ м/с; б) $V_{\infty} = 4,0$ м/с

Рассмотрена упрощенная упругая система, моделирующая РКН, установленная на стартовой позиции и связанная несколькими упругими связями с башней стартового комплекса, показанная на Рис. 5. На Рис.5 также приведен вид вихревых следов в различных сечениях по высоте. Маркеры ВЭ отмечены точками.

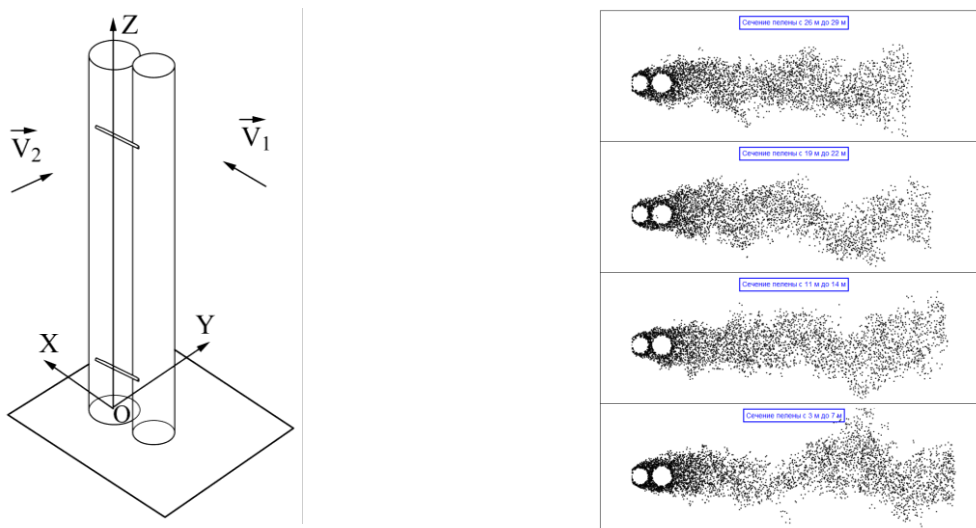


Рис. 5. Расчетная схема и вид вихревых следов при продольном обтекании ($\vec{V}_{\infty} = \vec{V}_1$)

Две цилиндрические оболочки установлены на непроницаемом экране в потоке среды таким образом, что их оси в недеформированном состоянии перпендикулярны экрану. Нижний край каждой оболочки жестко заделан на экране. Первая оболочка моделирует стационарную колонну (СК), вторая оболочка моделирует контейнер с ракетой космического назначения (РКН). Оболочки соединены между собой двумя парами линейно-упругих идеальных связей с жесткостью C . Каждая пара связей лежит в плоскости, параллельной экрану. Поток несжимаемой среды движется в пространстве, ограниченном

непроницаемым экраном. Плоскость экрана совпадает с плоскостью OXY декартовой неподвижной системы координат. Ось OZ этой системы координат перпендикулярна экрану и направлена в область течения.

На Рис. 6 показаны спектры вынуждающей силы и спектры отклика конструкции. Анализ результатов показывает, что при пространственном обтекании, как и при плоскопараллельном происходит изменение спектров пульсаций аэродинамических нагрузок для упругой конструкции по сравнению с абсолютно жесткой.

Предложенный подход для моделирования задач обтекания стартовых сооружений и его дальнейшего исследования позволяет перейти к рассмотрению задачи обтекания прототипа РКН.

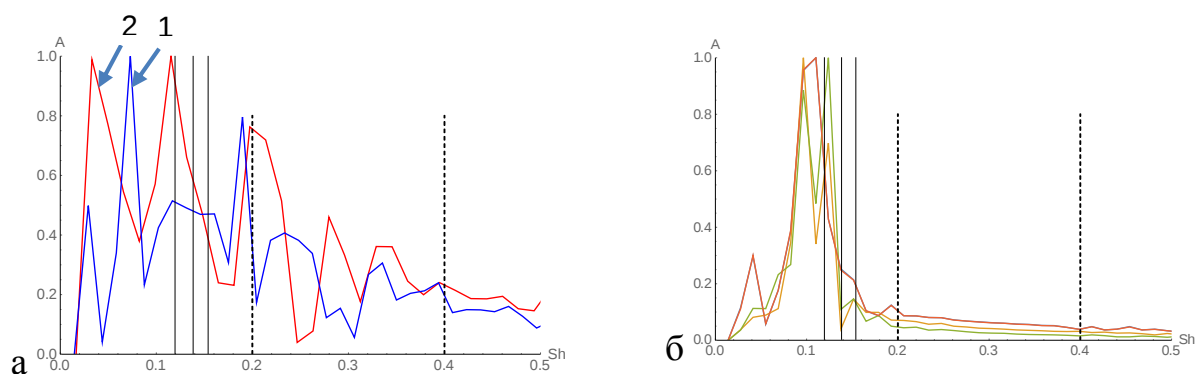


Рис. 6. Примеры результатов расчетов при продольном обтекании ($\vec{V}_\infty = \vec{V}_1$): а – спектр силы F_{x1} (1 – жесткая конструкция, 2 – упругая конструкция), б – спектр отклика первой оболочки в точках с максимальной амплитудой перемещений

В пятой главе проведено определение аэроупругих колебаний, обусловленных вихреобразованием от порыва ветра на стартовой позиции, для конверсионной РКН, легкого класса «Рокот». В процессе проектирования комплекса «Рокот» возникла проблема ограничения допустимой скорости ветра при пуске из-за существенных колебаний ТПК с РКН. Значения критических скоростей ветрового резонанса и галопирования, рассчитанные по нормативным методикам приближенно без учета особенностей формы обтекаемой поверхности дают значительные разбросы скорости ветра и нуждаются в уточнении, которое проделано по новой методике. Для оценки динамики системы, нагруженной ветром в случаях подготовки к пуску и в процессе пуска по существующим методикам по заказу ОКБ «Вымпел» были выполнены расчетные исследования, на основании которых допустимая скорость ветра для комплекса была снижена с 20 м/с до 12 м/с.

Целью исследования являлось определение, с использованием новой методики, опасных сочетаний скорости и направления кратковременного порыва ветра, при которых процессы интенсивного вихреобразования вызывают нарастание амплитуды колебаний элементов системы РКН-ТПК-СК.

Рассматривалось воздействие на систему кратковременного порыва ветра с наименьшей длительностью 10,0 сек. Введены допущения о постоянстве в течении порыва модуля скорости ветра направления ветра, а также допущение о ступенчатом законе изменения скорости ветра во времени. При этом для

обеспечения устойчивости счета в разработанной программе в начале порыва скорость увеличивалась до максимальной за 10 шагов интегрирования. Поскольку рассматривалось влияние на аэроупругие колебания только процессов вихреобразования поведение конструкции после прекращения порыва не исследовалось. В расчетах было учтено изменение модуля скорости ветра по высоте. Принято допущение, что распределение неизменно во времени и скорость ограничена по модулю: до высоты 50 м профиль скорости соответствует нормативному степенному закону (показатель степени 0.15), а выше 50 м скорость ветра постоянна. Указанное допущение необходимо для корректного определения давления в потоке несжимаемой среды по формуле (4).

Исходные данные для формирования модели РКН и СК были взяты из научно-технического отчета об ОКР “Доработка программного комплекса SADAS для расчетов сквозной динамической задачи “изделие-ТПК-СК” при воздействии механических, газодинамических, и температурных нагрузок”.

Для определения опасных аэроупругих колебаний были произведены расчеты в которых варьировались скорость и направление ветра. Диапазон изменения скорости ветра (от 8 м/с до 20 м/с). Скорость в расчетах варьировалась с шагом 1 м/с. Было рассмотрено пять направлений ветра, которые показаны на Рис. 7а. Расчеты производились на персональном компьютере с 4-х ядерным процессором Intel I7 с тактовой частотой 3,2 ГГц. В зависимости от числа ВЭ в вихревом следе (от 40 до 60 тыс.) один расчет с использованием распараллеливания вычислений по технологии MPI занимал от 10 до 12 часов.

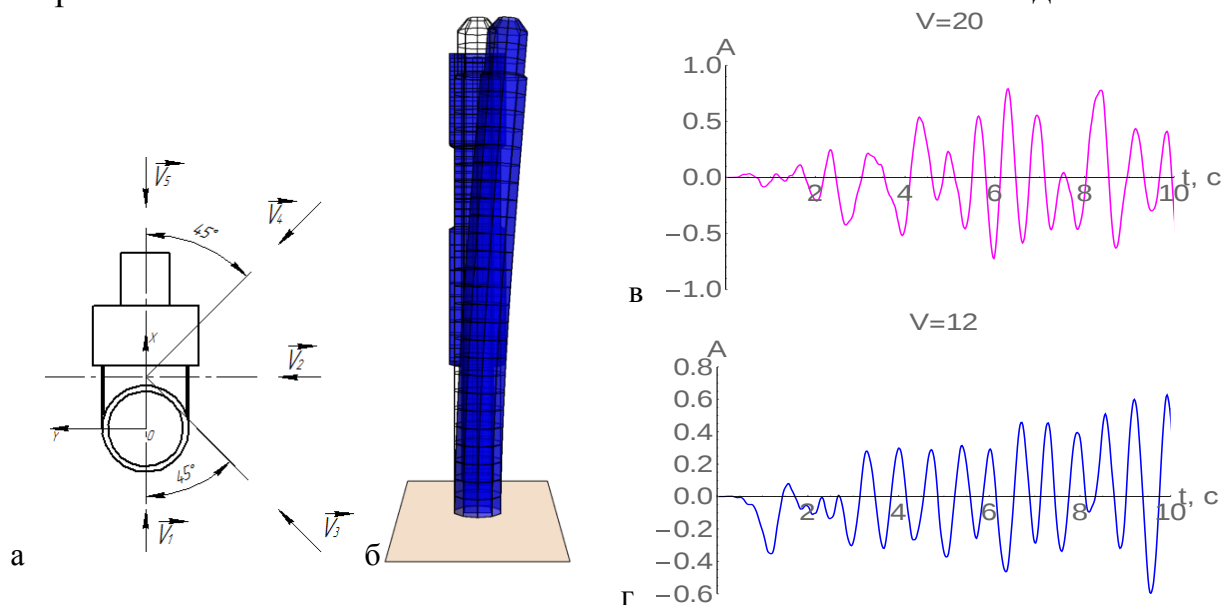


Рис. 7. Ветровой резонанс РКН «Рокот» при $\vec{V}_0 = \vec{V}_5$: а – направления ветра; б - форма колебаний 5-го тона; амплитуда колебаний при в – $V_0 = 20$ м/с; г – $V_0 = 12$ м/с

Проведенный анализ вихревых следов показал, что даже при кратковременном порыве ветра, имеющем постоянную скорости и направление за период действия порыва ветра в спутный след успевает сойти около десяти крупных вихрей. Вследствие этого могут возникать опасные аэроупругие колебания с нарастающей амплитудой обусловленные процессами интенсивного вихреобразования. В расчетах найдена критическая скорость ветра 12 м/с, при которой возникает вихревой резонанс.

Форма колебаний показана на рис. 7б. Развитие неустойчивых аэроупругих колебаний происходит при $\vec{V}_0 = \vec{V}_5$, когда РКН находится в аэродинамической тени за стационарной колонной, что обусловлено воздействием вихрей, сходящих с колонны на РКН. Найденная скорость совпадает с ограничением, введенным для данного комплекса при его проектировании. Как показано на Рис. 7в поперечные колебания для большинства скоростей ветра также имеют характер биений с ограниченной амплитудой. Однако при скорости $V_0 = 12$ (см. Рис. 7г) возникает рост амплитуды, продолжающийся до окончания расчета. Максимальная амплитуда главной координаты сравнима с амплитудой колебаний, возникающей при предельной скорости $V_0 = 20$ м/с. При $V_0 = 13$ м/с рост амплитуды снова оказывается ограничен.

Процессы вихреобразования существенно влияют на спектр пульсаций ветровой нагрузки, который оказывается полигармоническим. Динамические характеристики упругой конструкции влияют на спектр пульсаций, вследствие чего задачу аэроупругости необходимо решать только в связанной постановке.

В заключении сформулированы основные полученные в работе результаты и выводы.

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ ПО ДИССЕРТАЦИИ

1. Разработанная методика численного определения параметров нелинейных нестационарных переходных режимов малых аэроупругих колебаний ракеты космического назначения, в которой используется новая модификация метода вихревых элементов, позволяет учесть влияние процессов вихреобразования, возникающих вследствие порыва ветра на стартовой позиции.

2. Результаты численного моделирования аэроупругих колебаний профилей в плоскопараллельном потоке несжимаемой показывают, что взаимосвязь между вихреобразованием и колебаниями профиля может оказывать существенное влияние на спектр частот аэродинамической нагрузки, режим движения профиля.

3. Результаты численного моделирования обтекания потоком несжимаемой среды пространственных конструкций, установленных на непроницаемом экране, показывают, что спектры нагрузок для упругой конструкции по сравнению с аналогичной абсолютно жесткой конструкцией существенно меняются.

4. Результаты численного моделирования аэроупругих колебаний прототипа РКН «Рокот» на стартовой позиции показывают, что для рассмотренной РКН существуют опасные сочетания скорости и направления кратковременного порыва ветра, при которых процессы интенсивного вихреобразования вызывают нарастание амплитуды колебаний.

5. Предложенная методика за счет использования модификации лагранжева метода вихревых элементов, в которой используется симметричный вихрь отрезок и модель потока завихренности, позволяет существенно снизить машинное время на проведение расчетов по сравнению с сеточными методами, что позволяет эффективно проводить серии расчетов для различных режимов обтекания и в дальнейших исследованиях перейти к решению задач с учетом случайных факторов.

Труды по теме диссертации:

1. Ермаков А.В., Щеглов Г.А. Численное моделирование аэроупругих колебаний кольца в дозвуковом плоскопараллельном потоке // Известия ВУЗов. Машиностроение. 2011. Т. 11. С. 14-18. (0,3 п.л./0,24 п.л.)
2. Ермаков А.В., Щеглов Г.А. Исследование методом вихревых элементов аэроупругой динамики кольца в плоскопараллельном потоке // Методы дискретных особенностей в задачах математической физики: Труды XV международного симпозиума. Харьков-Херсон. 2011. С. 189-192. (0,24 п.л./0,19 п.л.)
3. Ермаков А.В. Исследование аэроупругих колебаний профилей методом вихревых элементов // Гагаринские чтения: Труды XXXVIII международной молодежной научной конференции. М. 2012. Т.5. С. 12-13. (0,12 п.л./0,12 п.л.)
4. Ермаков А.В., Щеглов Г.А. Исследование аэроупругих колебаний кольца методом вихревых элементов // Материалы XVIII Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. Т.1. М: ООО «ТР-принт». 2012. С. 81-82. (0,12 п.л./0,1 п.л.)
5. Ермаков А.В. Численное моделирование аэроупругих колебаний профилей с использованием метода вихревых элементов // Электронный журнал «Наука и образование: электронное научно-техническое издание». #08, август 2012. С. 155-168. (0,84 п.л./0,84 п.л.)
6. G.A. Shcheglov, A.V. Ermakov. On application of vortex element method for aeroelastic airfoil dynamics simulation // European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering (ECCOMAS 2012). Vienna, Austria. 2012. P. 6050-6064. (0,9 п.л./0,72 п.л.)
7. Ермаков А.В., Щеглов Г.А. Расчет колебаний упругого кольца в плоскопараллельном потоке методом вихревых элементов // Аэрокосмические технологии. 2010-2012. Сб. научн. тр. Статьи и материалы научных конференций /под ред. Р.П. Симоньянца. М.: Совместное издание ОАО «ВПК «НПО машиностроения» и МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2012. С. 195-196. (0,12 п.л./0,1 п.л.)
8. Щеглов Г.А., Ермаков А.В. Численное моделирование аэроупругих колебаний цилиндрической оболочки с использованием метода вихревых элементов // Методы дискретных особенностей в задачах математической физики: XVI международного симпозиума. Харьков-Херсон. 2013. С. 169-172. (0,24 п.л./0,19 п.л.)
9. Ермаков А.В. Исследование аэроупругих колебаний тонкостенных конструкций при интенсивном вихреобразовании // VI Всероссийская конференция молодых ученых и специалистов «Будущее машиностроения России». Москва. 2013. С. 74-83. (0,6 п.л./0,6 п.л.)
10. Ермаков А.В. Моделирование гидроупругих колебаний тонкостенных конструкций с помощью метода вихревых элементов // Четвертая международная научная конференция Ракетно-космическая техника: фундаментальные и прикладные проблемы. Москва. 2013. С. 62-71. (0,6 п.л./0,6 п.л.)
11. Ермаков А.В. Исследование колебаний оболочки в пространственном потоке // Материалы XX Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. Т.1. М: ООО «ТР-принт». 2014. С. 79. (0,06 п.л./0,06 п.л.)
12. Ермаков А.В., Щеглов Г.А. Моделирование методом вихревых элементов динамики цилиндрической оболочки в пространственном потоке жидкости // Известия ВУЗов. Машиностроение. 2014. Т. 3. С. 14-18. (0,3 п.л./0,24 п.л.)

13. Ермаков А.В. Моделирование аэроупругих колебаний стартового комплекса ракеты-носителя при интенсивном вихреобразовании // VII Всероссийская конференция молодых ученых и специалистов «Будущее машиностроения России». Москва. 2014. С. 47-59. (0,78 п.л./0,78 п.л.)
14. Ермаков А.В., Щеглов Г.А. Моделирование аэроупругой динамики двух связанных упругих оболочек, установленных на экране // Аэрокосмические технологии: Научные материалы Третьей международной научно-технической конференции, посвященной 100-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея (РФ, Реутов-Москва, 20-21 мая 2014) / Под. ред. Симоньянца Р.П. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2014. С.182-184. (0,18 п.л./0,14 п.л.)
15. Ermakov A.V., Marchevsky I.K., Shcheglov G.A. Vortex Element Method Scheme For Numerical Simulation In FSI-Problem For Clamped-Clamped Cylindrical Shell // Proc. of the jointly organized 11th World Congress on Computational Mechanics, 5th European Congress on Computational Mechanics, 6th European Congress on Computational Fluid Dynamics (WCCM XI, ECCM V, ECFD VI) Barcelona, Spain. Vol.V. July 20-25, 2014. P.5910-5918. (0,27 п.л./0,1 п.л.)
16. Ермаков А.В., Марчевский И.К., Щеглов Г.А. Численное моделирование вынужденных колебаний стержня в пространственном потоке // Вестник Пермского Национального исследовательского политехнического университета. Серия Аэрокосмическая техника. 2014. № 39. С.50-63. (0,84 п.л./0,34 п.л.)
17. Ермаков А.В., Марчевский И.К., Щеглов Г.А. Численное моделирование вынужденных колебаний балки в пространственном потоке методом вихревых элементов // Высокопроизводительные параллельные вычисления на кластерных системах: Сб. трудов XIV Международной конференции. Пермь. 2014. С. 169-175. (0,42 п.л./0,18 п.л.)
18. Ермаков А.В., Щеглов Г.А. Моделирование аэроупругой динамики двух связанных упругих оболочек, установленных на экране // Электронный журнал «Наука и образование: электронное научно-техническое издание». #01, январь 2015. С. 87-100. (0,84 п.л./0,72 п.л.)
19. Ермаков А.В., Щеглов Г.А. Исследование аэроупругих колебаний стартового комплекса ракеты-носителя при ветровых нагрузках с учетом интенсивного вихреобразования // XXXIX Академические чтения по космонавтике. Москва. 2015. С.271-272. (0,12 п.л./0,1 п.л.)
20. Щеглов Г.А., Ермаков А.В. Моделирование колебаний стартового комплекса ракеты-носителя при ветровом воздействии с учетом интенсивного вихреобразования // XI Всероссийский съезд по теоретической и прикладной механике. Аннотации докладов. Казань. 2015. С. 313. (0,06 п.л./0,04 п.л.)
21. Ермаков А.В., Щеглов Г.А. Исследование спектральных характеристик сил нагружения и перемещений стартового комплекса аэрокосмической системы при ветровом воздействии // III научно - техническая конференция «Динамика и прочность конструкций аэрогидроупругих систем. Численные методы». Москва. 2015. С.16-17. (0,12 п.л./0,1 п.л.)
22. Ермаков А.В., Щеглов Г.А. Анализ влияния упругости конструкций на спектральные характеристики ветрового нагружения стартового комплекса аэрокосмической системы // Материалы XII Всероссийской научно-технической конференции «Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е.Жуковского». Сб. докладов. М.: Издательский дом Академии имени Н.Е. Жуковского. 2015. С.127-130. (0,24 п.л./0,2 п.л.)