

АКТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ВОЗМУЩЁННЫМ ДВИЖЕНИЕМ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ НА ОСНОВЕ ДАННЫХ МОНИТОРИНГА ТЕКУЩЕГО СОСТОЯНИЯ ЕЁ СИСТЕМ: ЗАДАЧИ И ПЕРСПЕКТИВЫ

Рассмотрены возможности и преимущества построения активного управления возмущённым движением ракеты-носителя на основе данных мониторинга текущего состояния её систем с учётом изгибных деформаций корпуса ракеты и гидродинамической обстановки в топливных баках.

Розглянуто можливості та переваги побудови активного управління збуреним рухом ракети-носія на основі даних моніторингу поточного стану її систем з урахуванням згинальних деформацій корпусу ракети та гідродинамічної обстановки у паливних баках.

Possibilities and advantages for creating an active control of a disturbed motion of the launch vehicle, based on monitoring of the current status of its systems, are examined considering the flexural strain of the rocket body and hydrodynamic situation in fuel tanks.

Современные ракеты-носители (РН) разрабатываются с учётом жёстких весовых ограничений и в процессе полёта функционируют на пределе своих физических возможностей в условиях воздействия различного рода полётных нагрузок систематического и случайного характера. Это обуславливает возможность снижения или даже утраты работоспособности как отдельными системами, так и РН в целом. При этом возможность выполнения ракетой различных задач полёта обеспечивается преимущественно путём реализации тех или иных проектных решений, которые компенсируют недостаток информации о текущем состоянии РН и её систем в условиях действия реальных полётных нагрузок [1].

В состав бортовой системы управления (СУ) современных РН входит бортовой цифровой вычислительный комплекс (БЦВК), выполняющий, в частности, функции контроля состояния отдельных узлов и агрегатов РН [1, 2], т. е. функции системы мониторинга текущего состояния (МТС), позволяющей судить о работоспособности РН. Однако указанные системы МТС построены таким образом, что основной объём информации, необходимый для оценки работоспособности ракеты и прогноза возможных нештатных ситуаций на борту, обрабатывается наземными средствами; это существенно ограничивает возможности использования результатов мониторинга для осуществления управления развитием нештатных ситуаций.

Указанные обстоятельства определяют актуальность проблемы поиска и осуществления технических решений, обеспечивающих возможность:

- активного управления полётом РН на основе объективной информации о текущем состоянии основных её систем и результатов прогноза развития этих состояний, получаемых на борту в реальном масштабе времени;
- устранения соответствующими бортовыми средствами, при необходимости, нежелательного характера развития нештатных ситуаций, с целью обеспечения безопасности эксплуатации РН и эффективного использования бортовых энергетических и прочих ресурсов.

Проблема управления откликом различных объектов на динамические воздействия стала в последние 30 – 40 лет темой интенсивных исследований. Первоначально концепция активного управления успешно развивалась применительно к повышению сейсмостойчивости строительных конструкций,

© В. В. Горбунцов, А. Н. Заволока, Н. Ф. Свириденко, 2012

компенсации ветровых воздействий на протяжённые сооружения (мосты) и т. п. [3]. После 70-х гг. прошлого столетия системы активного управления (САУ) нашли практическое применение в авиации для подавления различных аэроупругих явлений (флаттер, бафтинг) и компенсации ветровых нагрузок; в последнее время интенсивно разрабатываются вопросы применения САУ и в ракетно-космической технике в части управления движением РН [4].

Управление движением РН осуществляется в условиях действия возмущающих сил, обусловленных её взаимодействием с внешней средой (аэродинамические нагрузки, ветер), неточностями изготовления и монтажа (эксцентриситет тяги, смещение центра масс от расчётного положения и т. д.) и отклонениями тяги двигателя от номинального значения. Обеспечение управляемости сводится к выбору типа управляющих органов и определению их эффективности с точки зрения парирования действующих возмущений с учётом реальных динамических характеристик РН; при этом особенно существенна точность количественной оценки различных возмущений с учётом их случайного характера и достаточно высокой вероятности одновременности реализации. Для получения указанных оценок в настоящее время используются, как правило, вероятностные методы, учитывающие, в том числе, относительную значимость тех или иных возмущений по косвенным признакам или на основании недостаточно информативных статистических моделей, возможности которых ограничены [2, 5].

Динамическая схема РН как абсолютно твёрдого тела, вообще говоря, позволяет оценить расчётным путём реакцию её корпуса на указанные возмущения. Однако, с увеличением удлинения корпуса РН всё в большей мере ведёт себя как гибкий стержень, проявляя дополнительные динамические свойства, существенно сказывающиеся на её управляемости [5, 6]. В свою очередь, корпус РН представляет собой сложную конструкцию, свойства которой зависят от большого числа случайных факторов, так что определение расчётным путём комплекса статистических характеристик его напряженно-деформированного состояния и его истинной реакции на действие внешних сил как случайных величин представляет собой практически невыполнимую задачу.

Кроме того, значительные массы компонентов топлива (КТ) в топливных баках (ТБ), перемещающиеся в процессе движения РН относительно стенок, генерируют действующие на них дополнительные силы; это существенно усложняет решение задачи управления движением деформирующейся системы «корпус РН – КТ» на основе существующих приближённых методов учёта влияния подвижности жидкости [5, 6]. Это относится, в первую очередь, к определению частот колебаний жидкости, присоединённых масс, моментов инерции и коэффициентов демпфирования.

Как отмечено в [2, 5], методы решения задач определения динамических характеристик РН и обеспечения устойчивости её возмущённого движения с учётом упругости корпуса и подвижности КТ в ТБ являются достаточно сложными даже в упрощённой постановке, когда допустима линеаризация уравнений, и мало пригодны для определения динамических характеристик корпуса, тем более что формы его упругих колебаний изменяются в том числе и при уменьшении количества топлива [7].

Всё вышеизложенное позволяет сделать вывод, что главные проблемы современных задач по обеспечению эффективного управления возмущённым движением РН обусловлены как дефицитом достоверной информации о дей-

ствующих силах, так и неопределённостью динамических характеристик РН, что не позволяет обеспечить:

- корректное задание истинных возмущающих нагрузок с учётом их случайного характера;
- учёт влияния пространственных движений КТ в ТБ на изгибные колебания корпуса;
- учёт конструктивного и инерционно-вязкостного демпфирования колебаний.

В связи с этим алгоритмы управления движением, основанные на идеализированных моделях, лишь ограничено пригодны для организации активного управления реальной структурой РН. Рациональный подход к решению данной проблемы предполагает необходимость восстановления динамической модели управляемых процессов в движущейся РН непосредственно по измеряемым на её борту текущим параметрам, которые в максимальной мере отображают интегральное влияние на них всех возмущающих факторов.

Как отмечалось выше, МТС ракеты-носителя с целью управления её движением и (или) прогноза работоспособности её отдельных систем и агрегатов стал технически реализуем вместе с созданием БЦВК, дающих возможность обрабатывать информационные потоки о состоянии систем РН в реальном масштабе времени. Для этого в состав СУ необходимо включить датчики, информация от которых обрабатывается в БЦВК и используется для выработки управляющих решений. Очевидно, целесообразно минимизировать число измеряемых параметров при условии непрерывного и полного контроля состояния системы без вмешательства в её рабочие процессы, что позволит:

- обеспечить приемлемые временные параметры процесса МТС и получения необходимых прогнозных данных;
- автоматизировать процесс выработки управляющих воздействий, сбалансированных со способом их реализации;
- реализовать выработанные управляющие воздействия с минимальными затратами бортовых энергоресурсов.

В целом, рациональное решение задачи реализации САУ полётом РН с использованием данных МТС её систем, согласованно функционирующих в полёте, предполагает осуществление:

- обоснованного выбора бортовых систем РН для осуществления МТС;
- выбора параметров и характеристик, подлежащих определению в процессе МТС;
- формализации задачи управления;
- разработки математической модели, идентифицирующей объект управления в соответствии с решаемой задачей;
- формирования алгоритма управления, обеспечивающего согласованную и эффективную реализацию прочностных, энергетических и других ресурсов РН при решении полётной задачи.

Принимая во внимание сложный и разнообразный характер связей между отдельными системами РН, а также зависимость их характеристик от особенностей взаимодействия с внешней средой и между собой, для осуществления МТС целесообразно выбирать системы:

- наиболее чувствительные к факторам возмущенного движения;
- обеспечивающие возможность определять удобными и надёжными методами величины параметров, характеризующих отклик контролируемых

систем на действующие возмущения, и формировать соответствующие компенсирующие управления.

Среди задач управления РН доминирующими являются задачи обеспечения [2, 5, 8, 9]:

– устойчивости движения гибкой ракеты с учётом влияния упругости её корпуса и колебаний топлива в баках,

– устойчивой работы двигателя в различных условиях полёта.

Влияние упругих свойств корпуса РН на устойчивость её движения особенно существенно на активном участке полёта, характеризующемся максимальными изменениями действующих сил, которые могут достигать опасных пределов и приводить к нарушению нормальной работы СУ, разрушению конструкции и т. п. [1, 2].

Подавление изгибных колебаний осуществляется преимущественно при помощи автомата стабилизации (АС), который проектируется с учётом упругих колебаний корпуса, причём все значительные гармоники этих колебаний оцениваются предварительно на этапе проектирования и отработки [2, 6]. При этом, предполагая, что спектры частот упругих колебаний корпуса и колебаний жидкости в ТБ не пересекаются, их влияние рассматривают независимо, а из спектра собственных колебаний замкнутой системы «АС – корпус РН» составляющие, соответствующие колебаниям жидкости, стремятся исключить [2], несмотря на то, что влияние движения больших масс жидкости в ТБ и возникающих при этом сил, действующих на корпус, весьма значительно [5, 6].

Колебания жидкости в ТБ в условиях полёта РН могут оказывать существенное влияние не только на динамические характеристики, устойчивость и управляемость РН, но и на работу топливной системы, обеспечивающей бесперебойное поступление КТ в двигатель. Упругие колебания корпуса РН инициируют возникновение и развитие разнообразных движений газонасыщенных КТ в ТБ, которые могут сопровождаться формированием в них свободных газовых включений и их перемещениями, вплоть до проникания в топливные магистрали двигателя в количествах, способных привести к срыву его устойчивой работы. Этим объясняется актуальность оценки работоспособности топливной системы в условиях полётных вибронагрузок и её значимость в общем перечне задач, решаемых в процессе управления РН [10].

Таким образом, проведенный анализ особенностей функционирования основных систем РН, обусловленных воздействием различных возмущающих факторов, позволяет сделать вывод, что для МТС ракеты, с целью обеспечения устойчивости её движения в реальных условиях полёта, повышения эффективности использования бортовых ресурсов (прочностных, энергетических и т. п.) целесообразно в первую очередь выбрать следующие системы РН:

– корпус – в части установления действительных параметров его изгибных колебаний;

– топливную систему двигательной установки – в части определения гидродинамической обстановки в ТБ.

Применительно к изгибным колебаниям корпуса РН в полёте, рациональный метод МТС корпуса может быть построен на основе измерения (с использованием, например, электротензометрического метода [11]) параметров, характеризующих динамику изменения упругой линии корпуса РН, интегрально отражающей влияние всей совокупности возмущающих сил и моментов.

Предпосылкой для эффективного применения мониторинга динамики упругой линии корпуса РН является, как показано в [12], непрерывный характер изменения изгиба РН по длине, что даёт возможность осуществлять определение текущей формы, частоты изгибных колебаний корпуса и других характеристик с использованием ограниченного количества датчиков. Имеются хорошо отработанные методики, позволяющие получать фактическую картину напряжённо-деформированного состояния различного рода стержней, оболочек (в том числе – содержащих жидкость) при различных видах нагружения с суммарной погрешностью измерения динамических деформаций, не превышающей 5 – 8 % [13].

В части оценки работоспособности системы подачи топлива на вход двигателя РН на основе МТС гидродинамической обстановки в ТБ, отметим, что устойчивость рабочего процесса системы топливоподачи целесообразно оценивать на основе данных, измеряемых непосредственно в полёте в рамках методического подхода, ориентированного на выявление условий эксплуатации, потенциально опасных по возможности проникания формирующихся в КТ свободных газовых включений в топливные магистрали двигателя. Причины указанных условий обусловлены реакцией КТ на воздействующие на ТБ полётные нагрузки в виде формирующегося в столбе жидкости (глубиной z) поля давлений, включающего статическую составляющую $P(z)$ и пульсационную составляющую $A_p(z)$, которые могут быть измерены типовыми средствами [14]. При достижении пульсационной составляющей некоторого критического значения $A_p^{kp}(z)$, в столбе жидкости на глубине z создаются условия для начала опускного движения к заборному устройству ТБ находящихся там свободных газовых включений и последующего их проникания в топливные магистрали двигателя [15].

В целом, можно сформулировать и формализовать задачу МТС корпуса РН и системы топливоподачи двигателя как задачу получения в течение всего времени полёта фактических данных, позволяющих осуществлять непрерывную идентификацию:

– гибкой линии РН $y = f(x, t)$ (где x – продольная координата, t – время) как характеристики, адекватно отражающей интегральное действие всех полётных нагрузок и возмущений – по данным измерений параметров напряжённо-деформированного состояния корпуса;

– гидродинамической обстановки в ТБ – по данным измерения пульсаций давления в столбах жидкости $A_p(z, t)$,

с целью формирования в последующем рациональных алгоритмов активного управления возмущённым движением РН.

В этом плане задача идентификации объекта управления не имеет самостоятельного значения, а определяется целью управления и необходима для построения математической модели объекта управления как связи между входом и выходом объекта, реакция которой на возмущение входа аналогична (или эквивалентна) реакции самого объекта.

В общем случае модель может содержать в явном виде описание всех внутренних механизмов преобразования сигнала на входе в объект управления в выходной сигнал. Зачастую вполне достаточным для целей управления является лишь формализация связи между входом и выходом. В этом плане особый интерес представляют имитационные модели, позволяющие дать

описание конкретного объекта управления как преобразователя входных (многих, случайных и т. п.) возмущений в параметры выходного сигнала без детализации внутренней структуры и реальных свойств объекта сверх необходимых для решения рассматриваемой задачи [16].

В целом это позволяет сделать заключение о том, что для реализации концепции активного управления движением РН на основе данных МТС её систем в условиях действия возмущающих факторов различной природы должны быть разработаны:

- комплекс математических моделей, учитывающих специфику решаемой задачи управления;
- достаточно простой методический подход к информационному обеспечению модели объекта управления;
- измерительные средства и методика получения фактических данных в рамках информационного обеспечения математической модели объекта управления.

Далее приведены методические подходы к формированию рациональных структур математических моделей рабочих процессов в системах, выбранных для МТС, с учётом особенностей их функционирования в условиях возмущённого движения РН.

Корпус ракеты-носителя. Возможности и преимущества применения активного управления движением РН с учётом изгибных деформаций ее корпуса, которые могут привести к появлению местных углов атаки, порождающих дополнительную распределённую аэродинамическую силу и могущих существенно влиять на режимы и устойчивость движения ракеты, продемонстрированы на упрощённой модели динамики упруго деформируемой РН, двигающейся в поле массовых гравитационных сил и совершающей малые колебания под действием поверхностных аэродинамических и сосредоточенных сил тяги ракетного двигателя, сил упругости, а также управляющих сил [17, 18]. В предложенной модели РН рассматривается как шарнирная связка двух отсеков (ШСДО), которые могут поворачиваться один относительно другого на угол γ , с учётом следующих динамических особенностей и упрощающих предположений:

- отсеки связки рассматриваются как абсолютно твёрдые тела с соизмеримыми массово-инерционными характеристиками;
- силы упругости полагаются сосредоточенными исключительно в шарнирной кинематической связи между отсеками, имеющими известную конечную жёсткость;
- аэродинамические нагрузки на ШСДО соответствуют гипотезе стационарности и рассчитываются с учётом затенения отсеков;
- движение ШСДО рассматривается в плоскости, содержащей оси продольной симметрии отсеков при ненулевых углах между этими осями; угол поворота в шарнире полагается достаточно малым.

Предложенная модель позволяет осуществлять корректный учёт в алгоритме АС изгибных деформаций корпуса при движении на активном участке траектории с использованием нестационарной линейной системы уравнений возмущённого движения ШСДО в плоскости стрельбы (содержащей оси продольной симметрии отсеков 1 и 2 при ненулевых углах γ между этими осями):

$$\dot{x} = Ax + b_\delta \delta, \quad (1)$$

где обозначены соответственно: $x = (\delta\varphi \ \omega \ \gamma \ \Gamma)^T$ – вектор состояний ШСДО; $\delta\varphi = \varphi_1 - \varphi^*$, ω – величина отклонения угла тангажа φ_1 отсека 1 связки (на котором установлены приборы АС) от программных значений угла тангажа РН φ^* и угловой скорости по каналу тангажа; γ, Γ – величины угла и угловой скорости изгиба связки (в шарнире); A, b_δ – квадратная матрица и матрица-столбец коэффициентов системы, переменных по времени полета; δ – величина угла отклонения рулевого двигателя по каналу тангажа для линейного закона АС:

$$\delta = K_\delta x. \quad (2)$$

Как было показано выше, решение задачи активного управления движением РН в условиях действия различного рода возмущающих факторов (в том числе случайного характера) целесообразно осуществлять на основе данных мониторинга текущего состояния динамики упругой линии корпуса. Эти данные, как источник объективной информации о характеристиках изгибных деформаций (включая формы колебаний, их частоты, амплитуды и т. п.), отражают:

- суммарную реакцию корпуса на одновременное действие большого числа возмущений (локальных, распределённых, случайных, нелинейных и т. п.);
- влияние реальной неоднородности физико-химических свойств конструкционных материалов;
- влияние конструктивно-компоновочных и технологических особенностей корпуса и РН в целом и т. п.

Использование этих данных позволит устранить неопределённости, связанные с определением местоположения шарнира, жёсткости его кинематической связи, геометрических и кинематических характеристик относительного движения отсеков, аэродинамических нагрузок и т. п. и решить задачу построения эффективного алгоритма управления угловым движением РН в условиях реального полёта.

Современная методическая база не позволяет осуществлять определение действительной динамики упругой линии корпуса конкретной РН как результата его взаимодействия с реально действующими полётными возмущениями расчётным путём [5 – 7]. В связи с этим, для получения адекватных и содержательных данных о динамике упругой линии целесообразно использовать экспериментальные методы, например, тензометрирование корпуса РН. Это даёт возможность определять (качественно и количественно) адекватную реакцию корпуса РН на фактически действующие возмущения различного рода в реальном масштабе времени.

Тензометрический метод регистрации упругих перемещений широко применяется для определения упругих перемещений конструкций, описываемых расчётной схемой линейно-деформируемого тонкостенного стержня, нагруженного продольными, поперечными силами и изгибающим моментом [11]. Для случая малых изгибных перемещений балки, представленной в виде тонкостенного стержня большого удлинения с абсолютно жёсткими и недеформируемыми в своей плоскости поперечными сечениями, уравнение изги-

ба нейтральной линии может быть получено путём аппроксимации показаний тензодатчиков, регистрирующих относительную деформацию в местах их установки, в виде простой аналитической зависимости [13]

$$y(x, t) = f\left(\sum_{i=1}^n \varepsilon_i \cdot x_i, t\right), \quad (3)$$

где y – координата в направлении, перпендикулярном продольной оси корпуса РН; x, t – соответственно, независимая переменная и время; ε_i – относительная деформация от изгиба, регистрируемая датчиками, установленными в плоскости поперечного сечения корпуса РН с координатой x_i , в момент времени t_i .

Полученное уравнение изгибной линии корпуса РН является основой для определения координат точек её перегиба ($x_{\Pi i}$), углов отклонения изгибной линии (γ_i) и скорости их изменения ($\dot{\gamma}_i$), нагрузок, действующих на отдельные участки корпуса (q_i) и т. п., которые необходимы для построения рационального алгоритма управления изгибом корпуса РН при её возмущённом движении.

Структура математической модели изгибных колебаний корпуса, формируемой на основе мониторинга его текущего состояния при возмущённом движении РН, имеет вид:

$$x_{\Pi} = f(y, \dot{y}); \quad \gamma = f(y, x); \quad \dot{\gamma} = f(y, x); \quad q = f(x, \varepsilon, E, J), \quad (4)$$

где E – модуль упругости конструкционного материала; J – момент инерции поперечного сечения корпуса в точке с координатой x относительно оси вращения.

Гидродинамическая обстановка в топливном баке. Анализ специфических особенностей гидродинамической обстановки в КТ, находящихся в ТБ, которые в процессе полёта подвергаются воздействию различного рода возмущений, показал, что, с точки зрения обеспечения устойчивой работы двигателя, наиболее существенным является недопущение возможности проникания в топливные магистрали свободных газовых включений в количествах, превышающих 3 – 5% от объёмного расхода жидкости [19].

Основными процессами, обуславливающими образование в полёте свободных газовых включений в КТ, являются:

– разрушение свободной поверхности жидкости, сопровождающееся формированием приповерхностного барботажного слоя, глубина H_{BC} и газосодержание φ_{BC} которого определяются параметрами действующих на ТБ возмущений (частотой f и виброперегрузкой A_g) [19]:

$$H_{BC} = f(A_g, f), \quad \varphi_{BC} = f(A_g, f); \quad (5)$$

– возникновение и развитие десорбции в газонасыщенных КТ при отклонении системы «жидкость – газ» от равновесного состояния, т. е. при

$$P_{CT} |_z - A_P |_z < P_H, \quad (6)$$

где $P_{CT}|_z$, $A_p|_z$ – соответственно, давление в КТ и пульсации давления в КТ на глубине z ; P_H – давление насыщения.

При этом скорость газовыделения \dot{V} определяется скоростью «выпрямленной газовой диффузии», которая также зависит от амплитуды и частоты пульсаций давления в зоне газовыделения, т. е. в объёме $\Delta V_{ж}$, где выполняется условие (6):

$$\dot{V} = f(P_{CT}, P_H, A_p, f). \quad (7)$$

Полагая, что критичный режим работы системы подачи топлива соответствует началу опускного движения свободных газовых включений, образующихся в КТ при воздействии на ТБ полётных нагрузок, в соответствии с [15] можно записать условие его возникновения в виде

$$A_p^{kp}|_z = f\left(n_z, z, A_p|_z, \frac{\partial A_p}{\partial z}\bigg|_z\right), \quad (8)$$

где n_z – осевая перегрузка.

Таким образом, для рассматриваемых процессов формирования и движения свободных газовых включений в жидких газонасыщенных КТ в ТБ характерна определённая степень единообразия. Это позволяет разработать математическую модель гидродинамической обстановки в ТБ, на основании которой можно прогнозировать, используя результаты измерения параметров реального поля давления в жидкости, возможность наступления критических ситуаций в ТБ и конструировать алгоритмы управления гидродинамической обстановкой в ТБ в процессе полёта.

Соотношения (5) – (8) представляют структуру математической модели гидродинамической обстановки в ТБ в условиях полёта, позволяющей прогнозировать устойчивость работы системы топливоподачи по газосодержанию топлива на входе в двигатель. Существенным достоинством модели является возможность учёта всех отклонений и нелинейностей в реальной системе топливоподачи при работе с реальной измерительной и вычислительной аппаратурой по прогнозированию гидродинамической обстановки в ТБ и управлению ею.

В целом, предложенный подход к формированию активного управления возмущенным движением РН на основе МТС гибкой линии корпуса ракеты и гидродинамической обстановки в ТБ открывает новые возможности повышения эффективности использования бортовых прочностных и энергетических ресурсов и позволяет расширить диапазон решаемых задач управления РН.

1. *Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы) / В. П. Мишин, В. К. Безвербый, Б. М. Панкратов, Д. Н. Щевяков.* – М. : Машиностроение, 1985. – 360 с.
2. *Айзенберг Я. Е.* Проектирование систем стабилизации носителей космических аппаратов / *Я. Е. Айзенберг, В. Г. Сухоревый.* – М. : Машиностроение, 1986. – 220 с.
3. *Datta T. K.* A state-of-the-art review on active control of structures / *T. K. Datta* // ISET Journal of Earthquake Technology. – 2003. – Vol. 40, No. 1. – P. 1 – 17.
4. *Boller C.* State-of-the-art in structural health monitoring for aeronautics / *Christian Boller, Norbert Meyendorf* // Proc. of Internat. Symposium on NDT in Aerospace, December, 2008, Fürth/Bavaria, Germany. – P. 101 – 110.
5. *Ракета как объект управления / И. М. Игодалов, Л. Д. Кучма, Н. В. Поляков, Ю. Д. Шентун.* – Днепропетровск : АРТ-ПРЕСС, 2004. – 544 с.
6. *Колесников К. С.* Динамика ракет / *К. С. Колесников.* – М. : Машиностроение, 1980. – 376 с.
7. *Динамика ракет / Под ред. В. П. Мишина.* – М. : Машиностроение, 1990. – 464 с.
8. *Козлов А. А.* Системы питания и управления жидкостных ракетных двигателей установок / *А. А. Козлов, В. Н. Новиков, Е. В. Соловьёв.* – М. : Машиностроение, 1988. – 352 с.

9. Чебаевский В. Ф. Кавитационные характеристики высокооборотных шнеко-центробежных насосов / В. Ф. Чебаевский, В. И. Петров. – М. : Машиностроение, 1973. – 192 с.
10. Сплошность газонасыщенных компонентов топлива при полётных вибрациях жидкостной ракеты-носителя / О. В. Пидипенко, А. Н. Заволока, А. Д. Николаев, Н. Ф. Свириденко, А. Н. Мащенко, В. Н. Бичай // Техническая механика. – 2009. – № 4 – С.3 – 16.
11. Скоростное деформирование элементов конструкций / Ю. С. Воробьёв, А. В. Колодяжный, В. И. Севрюков, Е. Г. Янютин. – К. : Наук. думка, 1989. – 192 с.
12. Динамика старта жидкостных ракет-носителей космических аппаратов / Г. И. Богомаз, Н. Е. Науменко, М. Б. Соболевская, И. Ю. Хижа. – К. : Наук. думка, 2005. – 248с.
13. Кирпикин А. А. Методика экспериментального определения упругих характеристик летательных аппаратов / А. А. Кирпикин, Д. А. Пинчук // Самолётостроение. Техника воздушного флота. – 1977. – Вып. 41. – С. 80 – 85.
14. Автономная экспериментальная отработка агрегатов и систем пневмогидросистемы подачи ЖРД / В. Г. Василина, Г. И. Ильин, В. Ф. Несвит, В. И. Перлик. – Харьков : Нац. аэрокосмич. ун-т «ХАИ», 2008. – 131 с.
15. Кузнецов В. И. Обобщённые условия равновесия газовых пузырей в жидкости / В. И. Кузнецов, Н. Ф. Свириденко // Многофазные потоки в энергоустановках. – Харьков : ХАИ, 1988. – С. 10 – 16.
16. Лоу А. Имитационное моделирование / Аверилл М. Лоу, В. Дэвид Кельтон. – СПб. : Питер; К. : Издательская группа ВНУ, 2004. – 847 с.
17. Горбунцов В. В. Упрощенная модель динамики ракеты-носителя с учетом изгибных деформаций корпуса при полёте на активном участке траектории / В. В. Горбунцов, А. Н. Заволока // Техническая механика. – 2010. – № 2. – С. 93 – 102.
18. Горбунцов В. В. Применение активного управления движением ракеты-носителя с учётом изгибных деформаций корпуса / В. В. Горбунцов, А. Н. Заволока // Техническая механика. – 2011. – № 4. – С. 125 – 136.
19. Хасимото Х. Разрушение поверхности и образование пузырьков в столбе жидкости при вертикальных колебаниях / Х. Хасимото, С. Судо // Ракетная техника и космонавтика. – 1980. – Т. 18, № 5 – С. 116 – 124.

Институт технической механики
НАН Украины и НКА Украины,
Днепропетровск

Получено 23.09.11,
в окончательном варианте 01.02.11