

Обоснование некоторых основных характеристик стартового оборудования космодромов XXI века

© И.В. Бармин, В.А. Зверев, А.Ю. Украинский,
В.В. Чугунков, А.В. Языков

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассмотрены основные подходы к созданию новых стартовых комплексов космодромов. Представлены методические основы расчетного анализа динамики и прочности агрегатов стартовых комплексов для космических ракет-носителей, математические модели определения напряженно-деформированного состояния несущих конструкций агрегатов стартовых комплексов при действии статических и динамических нагрузок. Приведены примеры использования разработанного методического аппарата при модернизации стартового комплекса на космодроме Плесецк, проектировании стартового оборудования в Гвианском космическом центре и на космодроме «Восточный».

Ключевые слова: стартовая система, стартовый комплекс, физическое моделирование, метод конечных элементов, метод суперэлементов, ракета космического назначения, углеводородное горючее, космодром «Восточный», «роллер», «СОЮЗ».

Начало текущего столетия в ракетно-космической технике характеризуется активным созданием и модернизацией наземной инфраструктуры ракетно-космических стартовых комплексов (СК) на космодромах Байконур, Плесецк, Восточный, а также в космических центрах Европейского космического агентства во французской Гвиане и республике Корея на острове Наро, осуществляемыми с участием предприятий Роскосмоса. Прежде всего это связано с разработкой новых модификаций ракеты космического назначения (РКН) «Союз» в вариантах «Союз-2.1а», «Союз-2.1б», «Союз-2.1в», «Союз-СТ» и РКН «Ангара», СК для которых будут созданы на строящемся космодроме «Восточный» с целью реализации отечественных космических программ.

Помимо инфраструктуры для «Союзов» и «Ангары», на космодроме «Восточный» предполагается создание СК для семейства РКН сверхтяжелого класса и многоразовой ракетно-транспортной системы, у которой ракетные блоки первой ступени будут, вероятнее всего, оснащаться двигательными установками, функционирующими на новом ракетном горючем — сжиженном природном газе в паре с окислителем — жидким кислородом. Применение сжиженного природного газа в ракетно-космической технике обусловлено его преимуществами по

сравнению с ракетным керосином: более высокая энергетика, меньшая стоимость и более высокая чистота сгорания при соединении с жидким кислородом [1].

Проектирование новых вариантов ракетно-космических комплексов основано на системном подходе и носит итерационный характер — от постановки и решения общей задачи создания комплекса к конкретным техническим решениям по его отдельным агрегатам и системам для определения оптимальных параметров комплекса в целом, с учетом минимизации затрат на создание и эксплуатацию в течение всего жизненного цикла, составляющего не менее 30 лет. При этом должны удовлетворяться многочисленные требования по безопасности, включая обоснованное обеспечение требуемых запасов прочности несущих конструкций стартового оборудования, применение прогрессивных технологий хранения, подготовки и заправки компонентов ракетного топлива, в том числе и токсичного, на котором работают двигатели многих разгонных блоков и космических аппаратов. К числу требований относятся также автоматизация всех опасных операций подготовки РКН на СК, рациональное резервирование ответственных элементов, создание алгоритмов функционирования автоматизированных систем и агрегатов с возможностью оперативного вмешательства в их работу и резервирования времени выполнения операций. При проектировании оборудования новых СК необходимо предусматривать диагностику стартовых сооружений и оборудования посредством создания системы контроля их технического состояния и гибкой системы эксплуатации агрегатов, систем и сооружений СК по их реальному состоянию при использовании на протяжении нескольких десятилетий.

Выполнение перечисленных требований при создании новых и модернизации существующих СК требует разработки методического обеспечения для выполнения многовариантных расчетов, выбора эффективных технологий осуществления работ и научно-технического обоснования рекомендаций для принимаемых конструкторских решений по агрегатам и системам стартового оборудования, что составляет основу НИОКР, проводимых ФГУП «ЦЭНКИ» и его филиалами с привлечением НИИ специального машиностроения, преподавателей и сотрудников кафедры стартовых ракетных комплексов МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Для реализации проектов по созданию СК в Гвианском космическом центре для ракеты-носителя «Союз-СТ» и модернизации СК на космодроме Плесецк РКН «Союз-2.1в» потребовалось проведение расчетов ветровых и газодинамических нагрузок, динамики, общей и местной прочности несущих конструкций стартовой системы (СС) и кабель-заправочной мачты (КЗМ), общий вид которых для стартового комплекса в ГКЦ приведен на рис. 1.



Рис. 1. Общий вид стартовой системы и КЗМ СК «Союз» в Гвианском космическом центре

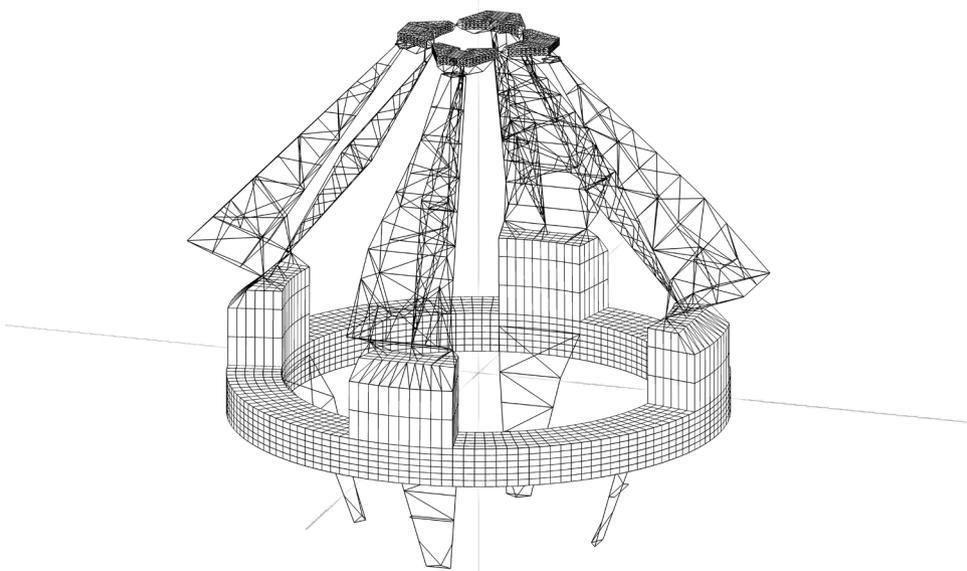


Рис. 2. Конечноэлементная модель несущих конструкций стартовой системы РКН «Союз»

Несущие конструкции СК для РКН «Союз» представляют собой пространственные комбинированные системы с распределенными параметрами, моделирование которых осуществлено на основе метода конечных элементов (МКЭ) [2, 3] и метода суперэлементов (МСЭ) [4, 5] (рис. 2).

На этапах подготовки к пуску и пуска РКН агрегаты СК испытывают различные виды воздействий. К основным нагрузкам и воздействиям на агрегат (систему агрегатов) СК, а также на систему СС—РКН можно отнести: весовые и ветровые нагрузки; переменные по времени газодинамические нагрузки, вызванные действием струй двигательной установки РКН; инерционные нагрузки, вызванные разгоном и торможением отводимых элементов агрегатов СК.

В соответствии с принципами МКЭ в расчетных моделях СК осуществлено автоматизированное определение нагрузок на конечные элементы (КЭ) модели агрегата СК с приведением ее к узлам КЭ. При этом полный вектор весовой нагрузки определялся следующим образом:

$$\{G\} = \{\mathbf{m}\}g,$$

где $\{\mathbf{m}\}$ — вектор, составленный из узловых масс физической модели агрегата СК; g — ускорение свободного падения.

Приведенные узловые нагрузки от ветрового воздействия определялись в виде векторов ветровой нагрузки $\{\mathbf{P}\}_j$ для соответствующих обобщенных координат j -го стержневого КЭ в следующем виде [6, 7]:

$$\{\mathbf{P}\}_j = C_{j\alpha} k_{\text{дин}j} k_j \frac{L_j}{2} \int_{-1}^1 D_j(t) q_p(t) \{\boldsymbol{\varphi}_j(t)\} dt, \quad (1)$$

где $C_{j\alpha}$ — аэродинамический коэффициент КЭ; k_j — коэффициент увеличения скоростного напора ветра по высоте; $k_{\text{дин}j}$ — коэффициент динамичности ветровой нагрузки; t — безразмерная координата; $D_j(t)$ — функция максимального размера сечения j -го стержневого КЭ в направлении, перпендикулярном скорости ветра; L_j — длина j -го стержневого КЭ; $q_p(t)$ — функция расчетного скоростного напора; $\{\boldsymbol{\varphi}_j(t)\}$ — вектор функций форм j -го стержневого КЭ.

Полная ветровая нагрузка на узел модели определялась суммой узловых ветровых нагрузок всех КЭ, сходящихся в этом узле.

При старте РКН конструкции агрегатов СК испытывают комбинированное температурно-силовое нагружение, вызванное скоростным напором и теплообменом со струйными потоками двигательной установки РКН. Моделирование данного нагружения при конечноэлементной идеализации агрегатов СК потребовало определения узловых сил и температур моделей и нахождения узловых нагрузок модели агрегата

СК (системы агрегатов СК), эквивалентных температурному нагружению, которое вызвано воздействием струй двигательной установки РКН. При этом вектор нагрузки $\{\mathbf{P}_{\text{гд}}\}_j$ для соответствующих обобщенных координат j -го стержневого КЭ определялся по аналогии с формулой (1) в следующем виде:

$$\{\mathbf{P}_{\text{гд}}\}_j = C_{j\alpha} k_{\text{гд.лин}j} k_j \frac{L_j}{2} \int_{-1}^1 D_j(t) q_{\text{гд.р}j}(t) \{\boldsymbol{\varphi}_j(t)\} dt, \quad (2)$$

где $k_{\text{гд.лин}j}$ — коэффициент динамичности газодинамической нагрузки; $q_{\text{гд.р}j}(t)$ — функция расчетного скоростного напора струи двигательной установки РКН на j -й стержневой КЭ.

Для определения узловых температур в конечноэлементных моделях агрегатов, подвергающихся газодинамическому воздействию, предварительно определялись плотности тепловых потоков на их поверхностях при взаимодействии со струйными потоками газов двигательной установки РКН [8, 9], значения которых использовались при численном интегрировании уравнений теплообмена. Для тонкостенных стержневых КЭ узловые температуры определялись из уравнений теплового баланса

$$\frac{dT_i}{d\tau} = \frac{U}{F\rho C_p} q_i, \quad (3)$$

где T_i — температура i -го узла; τ — время; U — периметр сечения стержневого элемента; F — площадь его сечения; ρ — плотность материала стержневого элемента; C_p — удельная изобарная теплоемкость материала стержневого элемента; q_i — плотность теплового потока на поверхности КЭ.

Силовое воздействие, вызванное температурными деформациями элементов конструкций, учтено путем введения в конечноэлементную модель агрегата СК эквивалентных фиктивных сил [8, 9], действующих по осям стержней и в плоскости пластин.

Вектор инерционной нагрузки, действующей на отводимый элемент агрегата СК при его конечноэлементном моделировании [10],

$$\{\mathbf{P}\}_{\text{ин}} = \{\mathbf{m}_{\text{от}}\} \{\mathbf{y}\} \varepsilon + \{\mathbf{m}\} \{\mathbf{x}\} \varepsilon + \{\mathbf{m}\} \{\mathbf{x}\} \omega^2 + \{\mathbf{m}\} \{\mathbf{y}\} \omega^2, \quad (4)$$

где $\{\mathbf{m}_{\text{от}}\}$ — вектор, составленный из узловых масс модели отводимого элемента агрегата СК; ε — угловое ускорение вращения; ω — угловая скорость вращения; $\{\mathbf{x}\}$, $\{\mathbf{y}\}$ — векторы, составленные из соответствующих декартовых координат узлов модели подвижного элемента агрегата СК.

Несмотря на то что многие из рассматриваемых нагрузок, действующих на агрегаты СК, можно моделировать, используя их статическое или квазидинамическое представление, все же возникает необходимость в моделировании переменных во времени внешних сил.

Для произвольно меняющейся во времени нагрузки вектор узловых сил, действующих на конечноэлементную модель, в соответствии с методом Фурье представлялся в следующем виде:

$$\{\mathbf{Q}(t)\} = \sum (\{\mathbf{Q}\}_j u_j(t)), \quad (5)$$

где $\{\mathbf{Q}\}_j$ — вектор компонент j -го фиксированного варианта распределения нагрузок; $u_j(t)$ — скалярная функция времени, в соответствии с величиной которой пропорционально изменяются все компоненты вектора $\{\mathbf{Q}\}_j$.

При статическом нагружении физической модели агрегата СК математическая модель является системой линейных алгебраических уравнений, которые в матричной форме имеют следующий вид:

$$\{\mathbf{V}\} = [\mathbf{L}^*] \{\mathbf{v}\}, \quad (6)$$

где $[\mathbf{L}^*]$ — матрица жесткости физической модели агрегата СК; $\{\mathbf{v}\}$ — вектор обобщенных координат физической модели; $\{\mathbf{V}\}$ — вектор обобщенных сил, соответствующий вектору обобщенных координат $\{\mathbf{v}\}$.

Вычисленный вектор $\{\mathbf{v}\}$ позволяет определить вызванные упругими деформациями силы и моменты, возникающие в узлах КЭ, а затем и эквивалентные напряжения в КЭ.

Опыт расчета несущих ферменных конструкций (наиболее распространенных в агрегатах СК) показывает, что основными напряжениями в стержневых элементах являются нормальные осевые напряжения σ_x , которые при температурно-силовом нагружении вычисляются по формуле [11]:

$$\sigma_x = \frac{M_y}{1,1J_y} z + \frac{M_z}{1,1J_z} y + \frac{E}{l} \Delta l - E\alpha(T - T^0), \quad (7)$$

где J_y, J_z — главные моменты инерции сечения стержневого КЭ; M_y, M_z — изгибающие моменты; E — продольный модуль упругости материала стержневого КЭ; $l, \Delta l$ — соответственно площадь сечения, длина и удлинение стержневого КЭ; α — коэффициент линейного расширения материала стержневого КЭ; T — средняя температура стержневого КЭ; T^0 — температура, при которой деформация, вызванная температурным воздействием, отсутствует.

Математическая модель для анализа динамических процессов, возникающих в агрегатах СК (при их конечноэлементном представлении), записывалась следующим образом [11]:

$$\begin{aligned}
 & [\mathbf{M}^*]\{\mathbf{q}''\} + \alpha[\mathbf{L}^*]\{\mathbf{q}'\} + [\mathbf{L}^*]\{\mathbf{q}\} = -g[\mathbf{M}^*]\{\boldsymbol{\varepsilon}_g\} + \\
 & + \sum \{\mathbf{P}\}u_p(t) + \sum \{\Phi_y\}R_y(h) + \sum \{\Phi_d\}R_d(h'),
 \end{aligned} \tag{8}$$

где $[\mathbf{M}^*]$ — матрица масс физической модели агрегата СК; $\{\mathbf{q}\}$, $\{\mathbf{q}'\}$, $\{\mathbf{q}''\}$ — векторы соответственно перемещений, скоростей, ускорений узлов физической модели агрегата СК в направлении обобщенных координат; $\{\Phi_y\}$ — вектор приведения реакции упругой связи к силам вдоль компонент вектора $\{\mathbf{v}\}$; $\{\Phi_d\}$ — вектор приведения реакции демпфирующей связи к силам вдоль компонент вектора $\{\mathbf{v}\}$; $R_y(h)$ — характеристика упругой связи, зависящей от ее удлинения h ; $R_d(h')$ — характеристика демпфирующей связи, зависящей от скорости ее удлинения h' ; $\{\mathbf{P}\}$ — вектор внешних сил; $u_p(t)$ — функция изменения вектора внешних сил во времени; α — коэффициент, учитывающий конструктивное демпфирование; $\{\boldsymbol{\varepsilon}_g\}$ — вектор направления гравитационных сил.

Получение временных зависимостей перемещений, скоростей, ускорений узлов физической модели СК, а также усилий во внутренних связях модели осуществлялось на основе интегрирования системы дифференциальных уравнений (8), что позволило получить представление о динамическом поведении агрегатов СК в объеме, необходимом для решения задач проектирования и эксплуатации стартового оборудования.

Многие агрегаты СК имеют подвижные элементы несущих конструкций. К таким элементам относятся: кабель-заправочные мачты, устройства направляющие, устройства удержания и площадки обслуживания. Движение таких конструкций сопровождается разгоном и торможением, что порождает дополнительные инерционные нагрузки и соответствующие им напряжения в конструкции [12]. Для того чтобы определить напряжения, возникающие в элементах подвижных конструкций агрегатов СК, предварительно определялись кинематические параметры их отвода как упругомассовых систем с учетом характеристик устройств торможения [13].

Приведенный методический аппарат реализован в программном комплексе «SADAS», который был создан на кафедре «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана и использован для обоснования конструкторских решений при модернизации агрегатов СК на космодроме Плесецк и проектировании СК для РКН «Союз» в Гвианском космическом центре (рис. 3).



Рис. 3. Подготовка ракеты «Союз-СТ» на стартовом комплексе в Гвианском космическом центре

По результатам проведенных с использованием разработанного методического аппарата расчетов были уточнены нагрузки, действующие на агрегаты СК, предложены технические решения, направленные на обеспечение прочности и улучшение конструкций ряда узлов и агрегатов СК, правомерность которых подтверждена результатами заводских испытаний и штатной работой стартового оборудования при подготовке и осуществлении пусков ракеты «Союз-СТ» в Гвианском космическом центре в 2011 и 2012 гг.

Для строящегося нового космодрома «Восточный» с использованием созданного методического аппарата проведено расчетное обоснование технических решений, направленных на обеспечение прочности и жесткости несущих конструкций трансбордера технического комплекса космодрома [14], которые реализованы при разработке эскизного и технического проектов по данному агрегату. Для обоснования построения комплекса хранения и подготовки компонентов ракетного топлива на космодроме «Восточный» созданы математические модели рационального охлаждения и обезвоживания углеводородного горючего перед заправкой в топливные баки ракет [15–18]. Для перспективных

ракетных комплексов созданы методики прогнозирования параметров сжиженного природного газа в хранилищах СК при протекании в них явления «ролловер», возникающего при их дозаправке новой порцией горючего, физические параметры которого отличаются от уже имеющегося в хранилищах, с возникновением через некоторое время перемешивания сжиженного природного газа с резким увеличением давления в газовой подушке хранилища.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Кузин А.И., Рачук В.С., Коротеев А.С. и др. Обоснование выбора компонентов ракетного топлива для двигательных установок первой ступени много-разовой ракетно-космической системы. *Авиакосмическая техника и технология*, 2010, № 1, с. 19–55.
- [2] Зенкевич О.К. *Метод конечных элементов в технике*. Москва, Мир, 1975, 318 с.
- [3] Шапошников Н.Н., Тарабасов Н.Д. и др. *Расчет машиностроительных конструкций на прочность и жесткость*. Москва, Машиностроение, 1981, 333 с.
- [4] Постнов В.А., Дмитриев С.А., Елтышев Б.К., Родионов А.А. *Метод супер-элементов в расчетах инженерных сооружений*. Ленинград, Судостроение, 1979, 288 с.
- [5] Зверев В.А., Ломакин В.В. Особенности моделирования несущих конструкций агрегатов стартовых комплексов для ракет космического назначения семейства «Союз». *Наука и образование: электронное научно-техническое издание*, 2011, № 12.
- [6] Зверев В.А., Ломакин В.В., Языков А.В. Расчет нагрузок на ферменные конструкции агрегатов стартового комплекса при газодинамическом и ветровом воздействии. *Наука и образование: электронное научно-техническое издание*, 2013, № 03. DOI: 10.7463/0313.0541205.
- [7] ОСТ 92-9249–80. *Агрегаты специального назначения. Ветровая нагрузка*.
- [8] Игрицкий В.А., Чугунков В.В., Языков А.В. Методика прогнозирования температур и температурных напряжений в элементах конструкций стартового оборудования при газодинамическом воздействии струй двигателей стартующей ракеты. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2010, спец. вып. 1, с. 53–60.
- [9] Игрицкий В.А., Хлыбов В.Ф., Языков А.В. Расчетный анализ прочности элементов ферменных конструкций наземного оборудования при интенсивном воздействии высокотемпературной струи. *Наука и образование: электронное научно-техническое издание*, 2012, № 02.
- [10] Зверев В.А., Украинский А.Ю. Исследование динамики отвода конструкций стартового оборудования ракеты-носителя «Союз» при использовании различных вариантов гидробуферов торможения. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2010, спец. вып. 1, с. 61–66.
- [11] Абакумов В.С., Зверев В.А., Ломакин В.В., Чугунков В.В., Языков А.В. Методический аппарат для расчетного анализа прочности конструкций стартового комплекса ракет-носителей серии «Союз». *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2008, спец. вып. 1, с. 124–130.

- [12] Бармин И.В., Зверев В.А., Украинский А.Ю., Языков А.В. Расчетный анализ процессов отвода конструкций стартовой системы, находящихся под воздействием струй двигателей ракеты-носителя «Союз». *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2011, № 1(82), с. 31–39.
- [13] Абакумов В.С., Зверев В.А., Ломакин В.В. Методика расчетного анализа динамики отвода подвижных конструкций агрегатов ракетно-космических стартовых комплексов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2008, спец. вып. 1, с. 131–135.
- [14] Буланов С.В., Драгун Д.К., Зверев В.А., Ломакин В.В. Расчетный анализ несущих конструкций трансбордера технического комплекса космодрома «Восточный». *Тез. докл. 7-го Международного космического конгресса*. Москва, Изд. Хоружевский А.И., 2012, с. 238–239.
- [15] Александров А.А., Игрицкий В.А., Гончаров Р.В., Чугунков В.В. Методика выбора рациональных режимов охлаждения углеводородного горючего стартовым оборудованием перед заправкой топливных баков ракеты-носителя. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2011, № 1(82), с. 40–46.
- [16] Кобызев С.В. Методика расчета коэффициентов массоотдачи при осушке углеводородного ракетного топлива. *Наука и образование: электронное научно-техническое издание*, 2011, № 11.
- [17] Золин А.В., Чугунков В.В. К выбору технического облика и рациональных параметров систем охлаждения и обезвоживания для хранилищ углеводородного горючего космодромов. *Известия вузов. Машиностроение*, 2012, спец. вып., с. 39–42.
- [18] Александров А.А., Золин А.В., Кобызев С.В., Чугунков В.В. Сравнительный анализ технологий обезвоживания ракетного топлива с применением азота для наземных комплексов космодромов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2013, № 1.
- [19] Бармин И.В., Кунис И.Д. *Сжиженный природный газ вчера, сегодня, завтра*. Архаров А.М., ред. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009, 256 с.
- [20] Королев Н.С. К построению математической модели явления «ролlover» в хранилище СПГ. *Наука и образование: электронное научно-техническое издание*, 2012, № 3.

Статья поступила в редакцию 21.05.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

И.В. Бармин, В.А. Зверев, А.Ю. Украинский, В.В. Чугунков, А.В. Языков. Обоснование некоторых основных характеристик стартового оборудования космодромов XXI века. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 3. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/630.html>

Бармин Игорь Владимирович родился в 1943 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1966 г. Чл.-кор. РАН, д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана, лауреат Государственной премии и премии Правительства РФ, заслуженный деятель науки РФ, президент Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, акад. Российской и Международной инженерной академий, Международной академии астронавтики, Генеральный конструктор наземной космической инфраструктуры ФГУП «ЦЭНКИ». Автор более 200 научных работ в области проектирования и отработки конструкций стартовых комплексов. e-mail: sm8@sm8.bmstu.ru.

Зверев Вадим Александрович родился в 1966 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 1990 г. Доц. кафедры «Стартовые и ракетные комплексы». Автор 18 научных работ в области динамики и прочности агрегатов стартовых комплексов. e-mail: sm8@sm8.bmstu.ru.

Украинский Антон Юрьевич родился в 1982 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2005 г. Асс. кафедры «Стартовые и ракетные комплексы». Автор четырех научных работ в области динамики и прочности агрегатов стартовых комплексов. e-mail: sm8@sm8.bmstu.ru.

Чугунков Владимир Васильевич родился в 1950 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1973 г. Д-р техн. наук, проф. кафедры «Стартовые и ракетные комплексы». Автор 130 научных работ в области тепломассообмена в агрегатах стартовых комплексов. e-mail: sm8@sm8.bmstu.ru.

Языков Андрей Владиславович родился в 1983 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2005 г. Ст. преп. кафедры «Стартовые и ракетные комплексы». Автор восьми научных работ в области тепломассообмена и прочности агрегатах стартовых комплексов. e-mail: sm8@sm8.bmstu.ru.