

Механика контейнерного старта ракеты при действии поперечных нагрузок

© А.А. Александров, Д.К. Драгун,
А.И. Забегаев, В.В. Ломакин

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

Рассмотрен подход к решению задачи старта ракеты из контейнера при действии поперечных нагрузок. Приведены расчетные схемы пусковых установок контейнерного типа. Представлены методические основы расчетного анализа динамики и прочности агрегатов стартовых комплексов. Приведены основные методики учета взаимодействия пускового контейнера и ракеты, рассмотрены характерные нагрузки, возникающие при старте ракеты из контейнера и способы их учета.

Ключевые слова: ракета, контейнер, пусковой контейнер, старт, воздушный старт, направляющая, нагрузка.

За десятилетия, прошедшие с первого применения контейнеров в стартовых комплексах, сложилась практика применения расчетных схем различной размерности.

С одной стороны, транспортно-пусковой контейнер в составе стартового комплекса позволяет создать для ракеты наиболее благоприятные условия хранения, упростить многие технологические операции при подготовке к старту и старте ракеты, перераспределить различного рода нагрузки: инерционные нагрузки, нагрузки от внешней среды в нужные точки и др. Это дает возможность оптимизировать конструкцию различного оборудования, задействованного при подготовке к старту и непосредственно при старте ракеты.

С другой стороны, наличие контейнера создает дополнительные нагрузки при колебаниях системы ракета — контейнер — система амортизации, поскольку контейнер, будучи упругим телом, при наличии нелинейных связей между ракетой и контейнером является дополнительным колебательным звеном.

Схематично систему ракета — контейнер — система амортизации представить довольно просто (рис. 1): можно использовать плоские схемы и соответственно обойтись тремя степенями свободы, поскольку

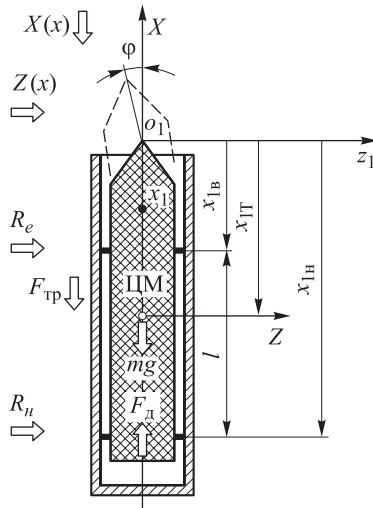


Рис. 1. Расчетная схема старта ракеты из контейнера

в момент старта действует система стопорения системы амортизации. Система уравнений может быть записана, например, в следующем виде:

$$\begin{cases} m\ddot{x} = F_d(t) - mg - X(x) - \mu(R_B(z_B) + R_H(z_H)); \\ m\ddot{z} = Z(x) + R_B(z_B) - R_H(z_H); \\ I\ddot{\varphi} = -Z(x)[x_{1Г} - x_{1Д}(x)] - R_B(z_B)(x_{1Г} - x_{1В}) - \\ - R_H(z_H)(x_{1Н} - x_{1Г}) + \mu(R_B(z_B) - R_H(z_H))l, \end{cases}$$

где x, z, φ — координаты движения ракеты; m, I — масса и момент инерции ракеты; g — ускорение свободного падения; $F_d(t)$ — движущая сила в зависимости от времени t ; $X(x), Z(x)$ — сопротивление воздуха; μ — коэффициент трения в опорно-ведущих поясах (бугелях); $R_B(z_B), R_H(z_H)$ — усилия соответственно в верхнем и нижнем опорно-ведущем поясе (бугеле) в зависимости от их удлинений; $x_{1Г}$ — расстояние от носика ракеты (начало координат ox_1z_1) до центра масс ракеты; $x_{1В}, x_{1Н}$ — расстояние от носика ракеты до соответственно верхнего и нижнего опорно-ведущего пояса (бугеля); $x_{1Д}$ — расстояние от носика ракеты до центра давления воздуха на выступающую часть ракеты.

Дополнительно вводятся уравнения связи:

$$\begin{cases} z_B = -z - \varphi(x_{1Г} - x_{1В}) + f_{\text{напр}}(x + x_{1Г} - x_{1В}); \\ z_H = -z + \varphi(x_{1Н} - x_{1Г}) + f_{\text{напр}}(x + x_{1Г} - x_{1Н}), \end{cases}$$

где $f_{\text{напр}}(x)$ — функция отклонения направляющей (образующей) контейнера от прямолинейности.

В качестве движущей силы $F_d(t)$ может быть использован как собственный двигатель ракеты (в этом случае в систему уравнений необходимо ввести функции управления двигателем и изменения массы ракеты), так и пороховой аккумулятор давления (ПАД) (в таком случае необходимо ввести в систему уравнения для ПАДа). Система уравнений решается численными методами [1, 2].

Следует отметить, что подобные схемы позволяют достаточно хорошо описывать определенный класс воздействий, возникающих при эксплуатации стартового комплекса, и такой подход вполне оправдан, если:

- ракету и контейнер можно считать «жесткой», не подвергающейся изгибу и деформации сечения;
- воздействие стартующей ракеты на стартовый комплекс невелико (или им можно пренебречь);
- движением пусковой установки (контейнера) можно пренебречь.

Конечно, не все случаи эксплуатации попадают под эти критерии. Кроме того, за последнее десятилетие были рассмотрены стартовые комплексы, которые изначально не вписываются в названные критерии. Как пример можно привести комплекс «Воздушный старт».

В комплексе «Воздушный старт» предполагалось использовать в качестве самолета-носителя военно-транспортный самолет АН 125-100 «Руслан» с взлетной массой около 300 т. При этом в качестве ракеты-носителя планировалось использовать новую ракету стартовой массой 100 т. Ракету предполагалось размещать внутри фюзеляжа самолета на специальном стартовом устройстве.

Уже самый простой анализ исходных данных выявляет, что ракета и самолет-носитель при старте ракеты отличаются по массе всего лишь в 1,5–2 раза, что позволяет сделать вывод (на основании закона сохранения импульса) о значительном воздействии стартующей ракеты на самолет-носитель. Кроме того, рассмотрение диаграммы возможной развесовки груза в фюзеляже показывает, что разместить подобную массу можно только в очень небольшом диапазоне — шириной не более 1 м. Выход центра масс груза из этого диапазона влечет потерю устойчивости самолета-носителя в потоке воздуха, уход его на критические углы атаки и потерю самолета-носителя с ракетой и оборудованием. В этом случае важным оказывается получить движение не только (и не столько) ракеты, сколько самолета-носителя. На рис. 2 показан характерный график изменения угла атаки самолета-носителя при сбросе ракеты.

Расчет с использованием «жестких» тел позволяет получить кинематику движения системы носитель — ракета.

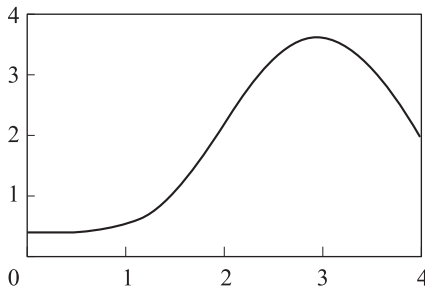


Рис. 2. Угол атаки самолета-носителя при сбросе ракеты, град

Рассмотрение той же задачи в упругой постановке с использованием метода конечных элементов (рис. 3) [3, 4] приводит к решению следующей системы уравнений динамического равновесия:

$$\begin{aligned}
 & [M_{\text{пр}}] \cdot \{q''_{\text{выд}}\} + [K_{\text{пр}}] \cdot \{q'_{\text{выд}}\} + [L_{\text{пр}}] \cdot \{q_{\text{выд}}\} = \\
 & = \sum_i \{Q_{\text{пр}}\}_i \cdot \varphi_i(t) + \sum \{R(h)\} + \sum \{R(h')\},
 \end{aligned}$$

где $[M_{\text{пр}}]$ — приведенная матрица масс (инерции), $[M_{\text{пр}}] = [M_{11}] - [L_{12}] \cdot [L_{22}]^{-1} \cdot [M_{21}] - [M_{12}] \cdot [L_{22}]^{-1} \cdot [L_{21}] + [L_{12}] \cdot [L_{22}]^{-1} \cdot [M_{22}] \cdot [L_{22}]^{-1} \cdot [L_{21}]$; $[K_{\text{пр}}]$ — матрица демпфирования; $[L_{\text{пр}}]$ — приведенная матрица жесткости, $[L_{\text{пр}}] = [L_{11}] - [L_{12}] \cdot [L_{22}]^{-1} \cdot [L_{21}]$; $\{q_{\text{выд}}\}$, $\{q'_{\text{выд}}\}$, $\{q''_{\text{выд}}\}$ — соответственно векторы перемещений, скоростей и ускорений по выделенным обобщенным координатам; $\{Q_{\text{пр}}\}_i$ — приведенный вектор сил, зависящих от времени, $\{Q_{\text{пр}}\} = \{Q_{\text{выд}}\} - [L_{22}]^{-1} \cdot \{Q_{\text{ост}}\}$; $\varphi_i(t)$ — временная функция; $R(h)$, $R(h')$ — соответственно векторы сил динамических эле-

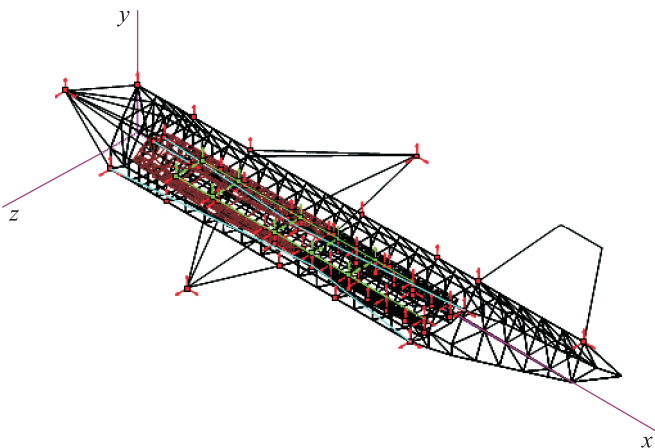


Рис. 3. Конечно-элементная расчетная схема самолета-носителя и ракеты

ментов (амортизаторов, бугелей и т. д.), зависящих от удлинения и скорости удлинения в проекции на вектор $\mathbf{q}_{\text{выд}}$; $[M_{i,j}]$, $[L_{i,j}]$, $\{\mathbf{Q}_{\text{выд}}\}$, $\{\mathbf{Q}_{\text{от}}\}$ — соответственно блоки полных матриц масс и жесткости и векторы внешних сил.

Таким образом, полный вектор перемещений по обобщенным координатам модели может быть определен следующим образом:

$$\{\mathbf{q}\} = \left\{ \begin{array}{c} \{\mathbf{q}_{\text{выд}}\} \\ -[L_{22}]^{-1} \cdot [L_{21}] \cdot \{\mathbf{q}_{\text{выд}}\} \end{array} \right\}.$$

Для описания подвижного контакта между упругими ракетой и направляющей контейнера удобно применять методику, описанную в [5–7].

Здесь же, для того чтобы не решать нелинейную задачу контакта двух тел, рассмотрим усилие в контакте как нелинейную зависимость:

$$R_6 = f(h),$$

где R_6 — усилие в контакте (бугеле) ракета — направляющая (рис. 4); $h = u(x) - q_6$ — удлинение связи (бугеля) ракета — направляющая; $u(x)$ — прогиб направляющей; q_6 — смещение узла контакта (бугеля) ракеты с направляющей.

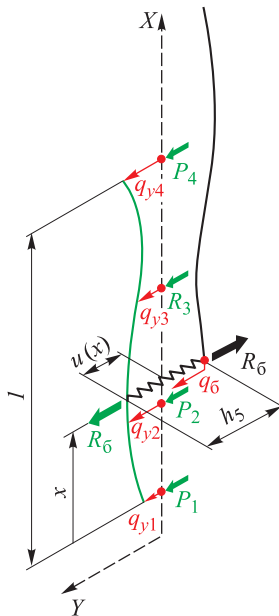


Рис. 4. Схема взаимодействия бугеля и направляющей

Прогиб упругой линии подвижного контакта — линии направляющей — может быть представлен в виде полинома:

$$u(x) = \lfloor f_k(x) \rfloor \cdot \{a_k\},$$

где x — координата точки контакта; $\lfloor f_k(x) \rfloor$ — вектор-строка базисных функций; a_k — координаты Ритца.

При известных значениях перемещений узлов, лежащих на линии подвижного контакта, координаты Ритца a_k могут быть определены путем решения системы линейных уравнений, которая в матричной форме имеет следующий вид:

$$\{w_j\} = \lfloor f_k(x_j) \rfloor \cdot \{a_k\} \quad (k = 0, 1, 2, \dots, n-1), \quad (j = 1, 2, \dots, n),$$

где w_j — перемещение j -го узла направляющей контейнера в направлении действия усилия в бугеле; $f_k(x_j)$ — k -я базисная функция (например, функция Лежандра), соответствующая декартовой координате j -го узла на направляющей контейнера; n — число узлов на направляющей контейнера, определяющих перемещение ее как жесткого целого и перемещения, обусловленные деформациями.

Перемещение w_j может быть выражено через обобщенные координаты модели:

$$w_j = \lfloor \Phi_{\delta j} \rfloor \cdot \{q\},$$

где $\lfloor \Phi_{\delta j} \rfloor$ — матрица-строка проекций обобщенных координат модели на нормаль j -го узла направляющей контейнера; $\{q\}$ — вектор обобщенных координат модели.

Матрица-строка усилий в узловых точках направляющей от ракеты могут быть определены исходя из равенства работ узловых усилий направляющей на соответствующих им перемещениях работе усилия в бугеле на соответствующем перемещении:

$$\lfloor P_j \rfloor = R_{\delta}(h) \lfloor f_k(x) \rfloor \cdot \lfloor f_k(x_j) \rfloor^{-1}.$$

Сила трения в точке контакта бугеля (опорно-ведущего пояса) и направляющей, действующая на ракету:

$$F_{\text{тр.н.п}} = \mu k_x R_{\delta}(h),$$

$$k_x = \frac{V_{x\text{конт}} - V_{xP}}{\|V_{x\text{конт}} - V_{xP}\|},$$

где k_x — коэффициент, определяющий знак силы трения; $V_{x\text{конт}}$, V_{xP} — соответственно скорости контейнера и ракеты по оси OX .

Для учета сил трения, действующих на контейнер, воспользуемся описанной выше методикой определения нормальных сил, действующих на контейнер из-за контакта бугеля. Используя определение силы, действующей на контейнер, получим

$$\left[P_{\text{тр.н}j} \right] = -k_x \mu \left[f_j(x) \right] \cdot \left[f_k(x_j) \right]^{-1} R_6(h),$$

где $\left[P_{\text{тр.н}j} \right]$ — матрица-строка сил трения, действующих на оболочку контейнер в узлах образующей (направляющей).

Еще одной особенностью именно контейнерного старта ракеты является воздействие ПАДа при «минометном» способе старта.

Пороховой аккумулятор давления может быть описан исходя из баланса энергии следующим известным уравнением:

$$\frac{dp}{dt} = \frac{k_b - 1}{V} \left(\frac{k}{k - 1} \dot{m} R T (1 - h_T) - \frac{k_b}{k_b - 1} u_y R_b T_b - \frac{k_b}{k_b - 1} p \frac{dV}{dt} \right),$$

где p — давление в подракетном объеме; k — показатель адиабаты; V — объем подракетного пространства; \dot{m} — производительность ПАД; h_T — температурные потери; R — газовая постоянная; T — температура абсолютная; u_y — количество утечек; индекс « b » относится к параметрам смеси.

Решая данное уравнение совместно с приведенными выше системами уравнений, можно определить текущее давление и соответственно движущую силу $F_{\text{д}}$, а также усилия на внутреннюю поверхность контейнера. Наличие усилий от давления на внутренней поверхности контейнера приводит к прогибу его оболочки, что в результате дает снижение усилий в опорно-ведущих поясах ракеты.

Характерный график изменения усилий в бугелях ракеты для задачи «Воздушный старт» приведен на рис. 5.

Учет податливости конструкции ТПК, в частности направляющих и ракеты, приводит к значительному (до 6–8 раз) снижению расчетных усилий в бугелях ракеты. При этом кинематика движения ракеты по направляющим в целом остается практически такой же, как при использовании модели «жестких» тел. Характерное изменение сечения ракеты и контейнера приведено (в упрощенном виде) на рис. 6.

Большой опыт практического использования различных моделей показывает, что применение моделей в «жестких» телах позволяет определить с высокой достоверностью кинематику движения и соответственно нагрузки на ракету и пусковую установку от сил, напрямую зависящих от кинематики движения ракеты, например аэродинамических. Для определения внутренних силовых факторов необходимо при-

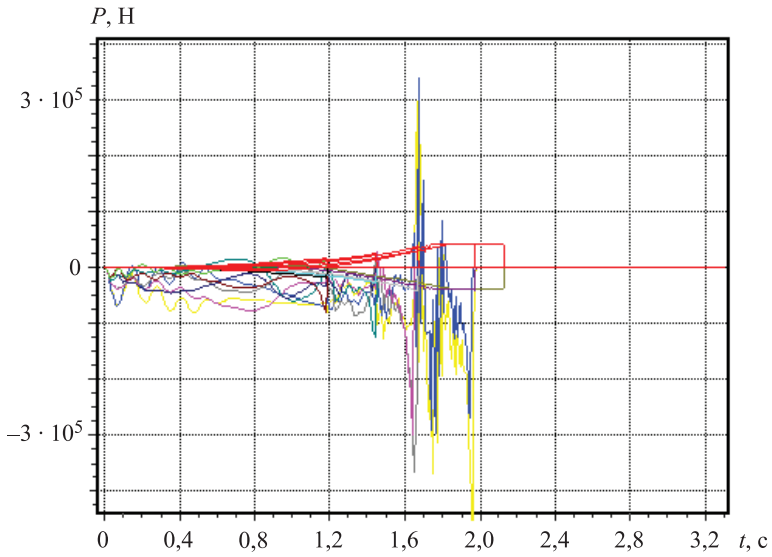


Рис. 5. Характерный график усилий в бугелях ракеты

менять модели с развитой структурой — балочные, а также пространственные оболочечные и твердотельные. Погрешность этих моделей можно проиллюстрировать данными, приведенными в таблице.

Таким образом, можно говорить о роли того или иного типа моделей в расчетах, а следовательно, и областях применимости. Так, модели в «жестких» телах можно применять на этапах проработки облика ра-

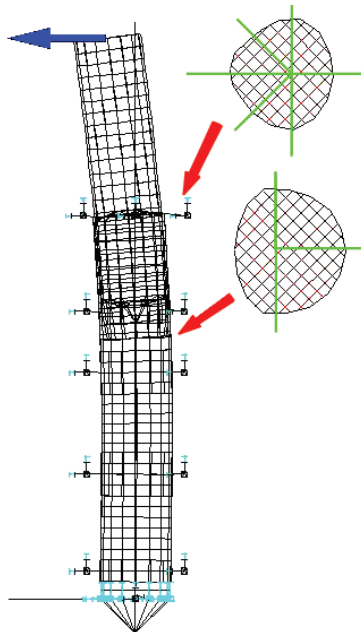


Рис. 6. Изменение сечения ракеты при старте

Погрешность в зависимости от типа расчетной схемы, %

Характеристика динамического нагружения контейнера и ракеты	Тип расчетной схемы		
	«Жесткие» тела	Плоская	Пространственная высокой размерности
Ускорения: <ul style="list-style-type: none"> • на блоках полезной нагрузки ракеты и ступенях • на контейнере в местах установки оборудования и аппаратуры • на контейнере в местах крепления системы амортизации 	По апериодической компоненте 10...20. По динамической компоненте до 100...300	По апериодической компоненте 5...10. По динамической компоненте до 30...100	По апериодической компоненте 2...3. По динамической компоненте до 10...20
Внутренние силовые факторы (силы и моменты) в сечениях контейнера и ракеты	—	30...100	10...20
Реакции в поясах взаимодействия ракеты и контейнера: <ul style="list-style-type: none"> • бугели • опорно-ведущие пояса • опорные узлы ракеты 	—	30...100	10...20
Реакции в местах установки на контейнере оборудования и аппаратуры	—	30...100	10...20
Реакции от системы амортизации в направлении: <ul style="list-style-type: none"> • радиальном • тангенциальном • продольном 	По апериодической компоненте 10...20. По динамической компоненте до 0...200	30...100	10...20
Ход системы амортизации	5...10	2...3	1...2

кетного комплекса, когда требуется быстро определить самые общие параметры движения системы, конфигурацию системы амортизации и т. д., а плоские расчетные схемы (балочные модели) — на этапах эскизного проектирования, поскольку при своей простоте и скорости решения они позволяют определить параметры движения и с приемлемой (для этого этапа проектирования точностью) внутренние усилия в системе ракета — контейнер — система амортизации. Развитые же пространственные модели целесообразно применять на этапах проверки принятых конструктивных решений, когда большинство промежуточных решений для облика ракетного комплекса, настройки системы амортизации и выбора параметров различных систем уже отброшены.

Данный подход использовался при работе над комплексами «Рокот», «Воздушный старт» и др.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Амосов А.А., Дубинский Ю.А., Копченова Н.В. *Вычислительные методы для инженеров*. Москва, Высш. шк., 1994.
- [2] Ильина В.А., Силаев П.К. *Численные методы для физиков-теоретиков*. Москва, Ижевск, Ин-т компьютерных исслед., 2003.
- [3] Бате К., Вилсон Е. *Численные методы анализа и метод конечных элементов*. Москва, Стройиздат, 1982.
- [4] Постнов В.А. *Метод суперэлементов в расчетах инженерных сооружений*. Ленинград, Судостроение, 1979.
- [5] Исследование нагрузок на изделие при выходе в условиях возмущенного движения пускового устройства. *Мат. конференции «Первые Уткинские чтения»*. Санкт-Петербург, БГТУ «Военмех», 2002.
- [6] Абакумов В.С., Ломакин В.В., Люкевич Н.В. Моделирование динамических процессов в контейнерных пусковых установках в режимах дежурства и пуска ракет. *Оборонная техника*, 2003, № 1–2.
- [7] Ломакин В.В. Механика взаимодействия транспортно-пускового контейнера и ракеты при пуске. *Оборонная техника*, 2005, № 4–5.

Статья поступила в редакцию 21.05.2013

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

А.А. Александров, Д.К. Драгун, А.И. Забегаев, В.В. Ломакин. Механика контейнерного старта ракеты при действии поперечных нагрузок. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, вып. 3. URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/631.html>

Александров Анатолий Александрович родился в 1951 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1975 г. Д-р техн. наук, ректор МГТУ им. Н.Э. Баумана, проф. кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Лауреат премии Правительства РФ. Автор более 90 научных работ в области обеспечения безопасности, организации хранения и транспортирования углеводородного топлива. e-mail: sm8@sm8.bmstu.ru

Драгун Дмитрий Константинович родился в 1941 г, окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1964 г. Д-р техн. наук, проф. кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Академик-секретарь Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, действительный член Российской инженерной академии, лауреат Государственной премии РФ, Заслуженный создатель космической техники, главный специалист филиала ФГУП ЦЭНКИ КБ «Мотор». Автор более 100 научных работ и изобретений в области проектирования и отработки стартовых комплексов. e-mail: sm8@sm8.bmstu.ru

Забегаев Александр Иванович родился в 1951 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1974 г. Д-р техн. наук, проф. кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Главный конструктор по направлениям специальной тематики филиала ФГУП ЦЭНКИ КБ «Мотор». Автор более 100 научных работ и изобретений в области проектирования и испытания стартовых ракетных комплексов. Область научных интересов: динамические расчеты ракет, разработка и испытания систем амортизации и оборудования шахтных пусковых установок. e-mail: sm8@sm8.bmstu.ru

Ломакин Владимир Владимирович родился в 1973 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 1997 г. Ст. преп. кафедры «Стартовые ракетные комплексы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор восьми работ в области динамики и прочности агрегатов стартовых комплексов. e-mail: lomakin_vv@mail.ru, sm8@sm8.bmstu.ru