

Разработка методики формирования облика многоразовой аэрокосмической системы, оптимизация ее проектных параметров и траекторий движения

© В.И. Бузулук, С.М. Михалев

Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского, ЦАГИ,
Жуковский, Московская область, 140180, Россия

Исследована концепция аэрокосмической системы, основанная на воздушном старте с дозвукового двухфюзеляжного самолета и ракетном способе выведения на орбиту. Предложена схема траектории аэрокосмической системы, обеспечивающая возврат к точке старта как самолета-носителя, так и первой ракетной ступени с жидкостным ракетным двигателем. Разработана методика многодисциплинарного расчета и оптимизации проектных параметров аэрокосмической системы и приближенно оптимального управления движением ступеней системы с различными силовыми установками на всех участках полета. На основе разработанной методики технико-экономического анализа для определения основных проектных параметров и характеристик был составлен комплекс вычислительных программ на языке C++. Сравнительный анализ трех вариантов горючего на первой ракетной ступени показал, что в случае применения вместо керосина на борту гиперзвукового самолета-разгонщика водородного горючего можно значительно увеличить массу полезного груза при близкой стоимости выведения на орбиту. При сопоставлении технико-экономических показателей аэрокосмической системы с одноразовой ракетой-носителем типа «Союз-2» получено, что за счет многоразовости можно существенно снизить удельную стоимость выведения аэрокосмической системы по сравнению с одноразовыми средствами выведения.

Ключевые слова: крылатая ракетная ступень, оптимизация проектных параметров, полностью многоразовая система выведения, ракетно-космическая система, формирование облика

Введение. Согласно разработанной Стратегии развития космической деятельности России до 2030 года и на дальнейшую перспективу, планируется обеспечить мировой уровень российской космонавтики [1]. В этом документе отмечено, что одной из прорывных технологий является реализация многоразовости средств выведения. Это объясняется тем, что в космической деятельности России ожидается существенное увеличение (на порядок и более) грузопотока на околоземную орбиту.

Работы по созданию многоразовых транспортных космических систем ведутся как в России, так и за рубежом. Такие системы призваны обеспечить значительное снижение удельной стоимости выведения полезной нагрузки по сравнению с существующими одноразовыми ракетами-носителями. Важным шагом на этом пути стали

системы выведения «Энергия — Буран» [2], Space Shuttle [3], проекты МАКС [4], МРКС-1 [5].

В последние годы в ЦАГИ ведутся исследования по определению рационального облика полностью многоразовой аэрокосмической системы (АКС) горизонтального старта, предназначенной для выведения на орбиту и возврата на Землю полезных грузов и экипажей. АКС может быть также использована для быстрых перелетов на трансконтинентальные расстояния и для космического туризма [6–10].

Цель настоящей работы — продемонстрировать применение разработанной комплексной методики многодисциплинарного расчета и выбора оптимальных параметров на этапе формирования облика перспективной многоразовой аэрокосмической системы, предназначенной для решения транспортных задач выведения на орбиту.

Обоснование концепции аэрокосмической системы. В работах [10, 11] приведен краткий обзор различных проектов ступенчатых систем выведения на орбиту с горизонтальным стартом, где основу траектории выведения составляет полет с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД). Рассмотрено множество факторов, влияющих на эффективность АКС. Например, в работе [11] проведено качественное сравнение различных концепций транспортных космических систем, отличающихся числом ступеней, способом старта, типом самолета-носителя, вариантами подвески и соединения ракетных ступеней.

На рис. 1 представлена зависимость массы полезной нагрузки от суммарной сухой массы для различных транспортных крылатых многоразовых систем: одноступенчатой (SSTO) и двухступенчатой (TSTO), стартующей с разгонной тележки (SSTO-SL) и воздушного старта (SSTO-AL); H — горизонтальный взлет с использованием шасси, V — вертикальный взлет с земли.

Проведенный анализ перспектив применения ракетно-космических систем показал, что использование двухступенчатой системы дает существенный выигрыш против одноступенчатой, а показатели системы с воздушным стартом предпочтительнее, чем системы с наземным стартом (в качестве критерия использовано отношение массы полезной нагрузки к сухой массе ступеней). Поэтому одним из перспективных направлений аэрокосмической техники является создание многоразовой аэрокосмической системы на базе дозвукового самолета-носителя (ДСН), с которого стартует двухступенчатая ракетно-космическая система (РКС), состоящая из гиперзвукового самолета-разгонщика (ГСР) и воздушно-космического самолета (ВКС) с ЖРД (рис. 2).

Для оптимизации проектных параметров данной АКС была разработана комплексная методика многодисциплинарного расчета, применение которой позволяет рассчитать различные варианты АКС в целях исследования перспектив развития средств выведения. Рас-

смотрены три варианта дозвукового самолета-носителя. При формировании облика этих вариантов за основу приняты:

- существующий транспортный самолет Ил-76МД-90А [12];
- перспективный самолет М-60ВТМ (проект ЭМЗ им. В.М. Мясищева) [13];
- перспективный двухфюзеляжный самолет-носитель.

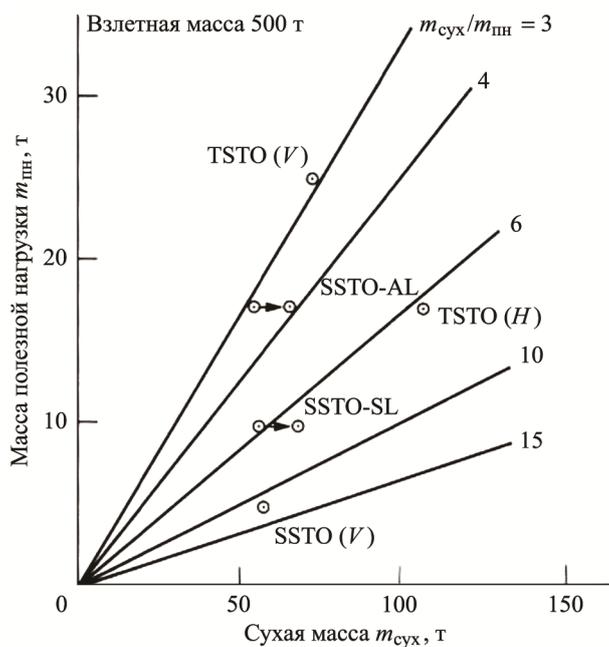


Рис. 1. Зависимость массы полезной нагрузки от сухой массы для различных транспортных систем

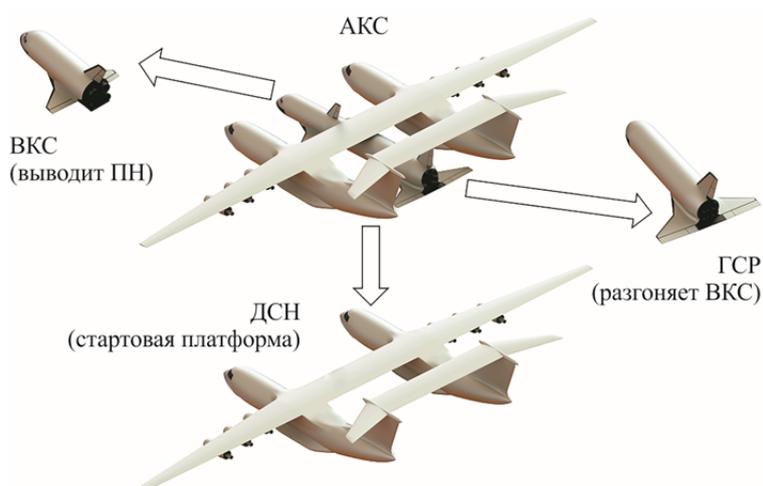


Рис. 2. Составные элементы аэрокосмической системы

Принято также, что на ВКС используется кислородно-водородное топливо: в этом случае обеспечиваются наилучшие энергомассовые характеристики РКС. Применительно к ГСР исследованы варианты с использованием топлива трех типов:

- 1) жидкие кислород и водород;
- 2) жидкие кислород и метан;
- 3) жидкий кислород и керосин.

Предложена схема траектории АКС, обеспечивающая возврат к точке старта как самолета-носителя, так и первой ракетной ступени (ее возвратный полет осуществляется без использования топлива). В траектории полета выделяют четыре основных участка (рис. 3) [10]:

- взлет с аэродрома системы в сборе и полет в сторону, противоположную направлению запуска РКС;
- маневр АКС с разворотом по курсу на $\sim 180^\circ$ и полет к точке старта РКС;
- старт РКС и выведение ВКС на орбиту (суборбиту) с использованием ЖРД;
- возвратный полет ДСН и ГСР к точке старта;
- орбитальный (суборбитальный) полет ВКС, спуск и планирование ВКС в атмосфере.

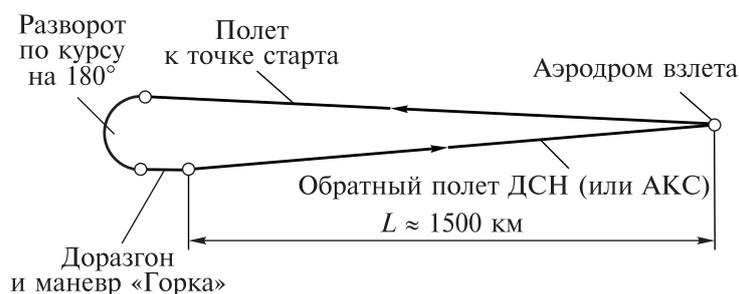


Рис. 3. Схема полета АКС в сборе и возвратного полета двухфюзеляжного самолета-носителя при запуске РКС на орбиту

Методика формирования облика и оптимизация параметров системы. Рассмотрим разработанный алгоритм формирования облика и оптимизации проектных параметров АКС и созданную на его основе вычислительную программу (на алгоритмическом языке C++), в которой используются инженерные методы расчета геометрических и весовых характеристик, летно-технических характеристик, траекторий полета и стоимости системы.

В целях разделения общей задачи проектирования на две частные более простые задачи (рис. 4) принято, что стартовая масса РКС является фиксированной, равной 120 т. В соответствии с заданными тактико-техническими требованиями [14] и ограничениями должны быть выбраны:

- основные параметры ДСН — взлетная масса АКС, тяговооруженность ДСН, площадь крыла и др.;
- основные параметры РКС — масса выводимой полезной нагрузки, тяговооруженность РКС и ВКС, площадь крыла и т.д.;
- управление движением АКС и ее элементами на всех этапах полета.

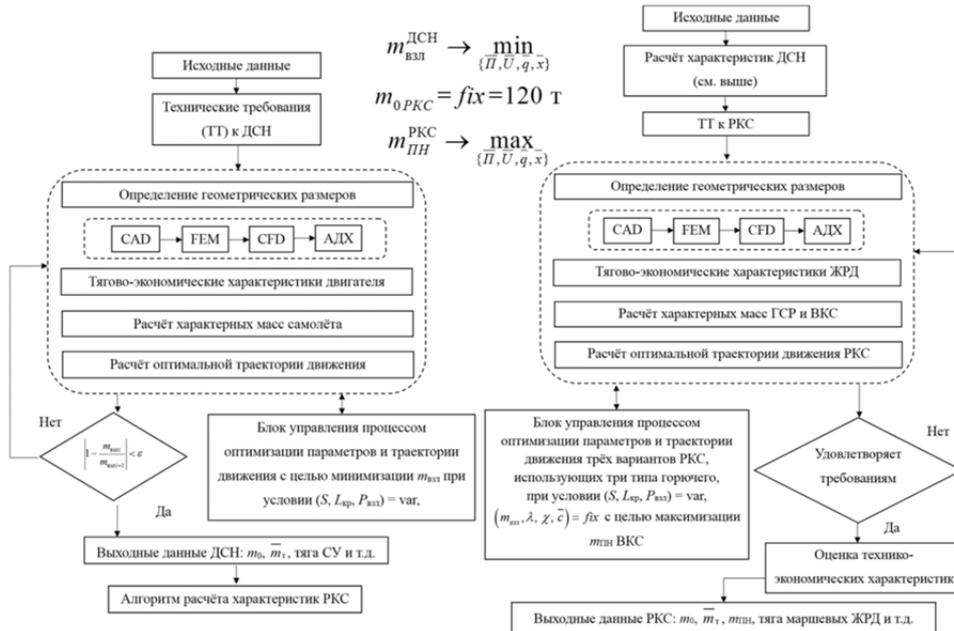


Рис. 4. Комплексная методика многодисциплинарного расчета и оптимизации проектных параметров АКС

Тактико-техническими требованиями являются:

- выведение грузов и экипажей на орбиту или доставка на межконтинентальные расстояния;
- полная многоразовость (кратность пусков не менее 100);
- формирование трех вариантов ГСР, использующих топливо трех типов, и трех вариантов ДСН, отличающихся уровнем технологий;
- выполнение ДСН правил АП-25 [15];
- возвращение ДСН и ГСР на аэродром взлета;
- использование ДСН для перевозки хозяйственных грузов.

При решении задачи в качестве ограничений заданы:

- минимальный и максимальный углы атаки и крена, максимальные перегрузки и скоростной напор АКС в целом и ее элементов;
- максимально допустимая колея шасси ДСН.

Критерий оптимизации параметров ДСН:

$$m_0^{\text{ДСН}} \rightarrow \min_{\{P, U, q, x\}}, \quad (1)$$

где $m_0^{\text{ДСН}}$ — взлетная масса ДСН; \bar{P} — вектор проектных параметров аппарата и двигателей; \bar{U} — вектор управления движением аппарата; \bar{q} — вектор схемных параметров, \bar{x} — ограничения.

Критерий оптимизации параметров РКС:

$$m_{\text{ПН}}^{\text{РКС}} \rightarrow \max_{\{\bar{P}, \bar{U}, \bar{q}, \bar{x}\}}, \quad (2)$$

где $m_{\text{ПН}}^{\text{РКС}}$ — масса полезной нагрузки РКС (суммарная масса снаряженной гермокабины с экипажем и пассажирами).

С помощью разработанных алгоритма и методики оптимизации проектных параметров создается ограниченное множество параметров, наиболее полно и обобщенно характеризующих летательный аппарат и траекторию его движения: параметры разделения, тяговооруженности ракетных ступеней, весовые характеристики, необходимые для программного комплекса, и др.

Задача математического программирования в данном случае заключается в следующем: требуется определить вектор параметров p размерности n из условия максимизации некоторой функции $\hat{y}(p)$ (1, 2) этих переменных при выполнении заданных ограничений. При этом используется метод Левенберга — Марквардта [16, 17], сочетающий в себе метод наискорейшего спуска и метод Ньютона [18]. Величина шага h определяется из уравнения

$$\left[J^T W J + \lambda I \right] h = J^T W (y - \hat{y}),$$

где $J [m \times n]$ — Якобиан $[d\hat{y}/dp]$; W — матрица весовых коэффициентов (где по диагонали $W_{ii} = 1/\sigma_{y_i}^2$, σ_{y_i} — погрешность определения искомой функции y); I — единичная матрица; y — искомое значение функции.

Квадратичный критерий погрешности χ определяется из следующего соотношения:

$$\begin{aligned} \chi^2(p) &= \sum_{i=1}^m \left[\frac{y - \hat{y}(p)}{\sigma_{y_i}} \right]^2 = \\ &= (y - \hat{y}(p))^T W (y - \hat{y}(p)) = y^T W y - 2y^T W \hat{y} + \hat{y}^T W \hat{y}. \end{aligned}$$

Первоначально параметр λ задается достаточно большим, поэтому первые шаги делаются в направлении наискорейшего спуска. Если на какой-либо итерации результат дает аппроксимацию хуже $\chi^2(p + h_{\text{lm}}) > \chi^2(p)$, то λ увеличивают. Если решение улучшается, то

λ уменьшается, и метод Левенберга — Марквардта приближается к методу Гаусса — Ньютона, а задача сходится быстрее [17, 19, 20].

Модификация Марквардта

$$\left[J^T W J + \lambda \text{diag}(J^T W J) \right] h = J^T W (y - \hat{y}),$$

где значения λ нормированы по значениям $J^T W J$.

Согласно проведенным расчетам, при переходе от метода Левенберга — Марквардта к модифицированному методу Левенберга — Марквардта время расчетов сокращается в 3–10 раз в зависимости от числа оптимизируемых параметров. Выигрыш во времени и количестве используемой машинной памяти возрастает при увеличении числа оптимизируемых параметров.

Аэродинамические характеристики (АДХ) определяются с использованием расчетов Computational Fluid Dynamics (CFD) на высокопроизводительном кластере. На основе данных расчета CFD создается массив аэродинамических характеристик, который затем с помощью многомерной интерполяции используется в модуле расчета аэродинамических характеристик ступеней АКС.

В этих целях применяется модифицированный метод Шепарда, предложенный R.J. Renka [21]. Применительно к двумерной функции $F(x, y)$ метод заключается в следующем. Пусть имеются значения f_i ($i = 1, \dots, N$) для случайно расставленных точек (x_i, y_i) . Определим функцию как

$$F(x, y) = \frac{\sum_{k=1}^N W_k(x, y) Q_k(x, y)}{\sum_{i=1}^N W_i(x, y)},$$

где узловые функции Q_k — местное приближение к значениям $f(x_k, y_k)$, определяемое по методу наименьших квадратов с применением весовых функций с учетом близлежащих точек; $W(x, y)$ — весовая функция, обратно пропорциональная расстоянию до нее:

$$W_k(x, y) = \left[\frac{(R_w - d_k)_+}{R_w d_k} \right]^2,$$
$$(R_w - d_k)_+ = \begin{cases} R_w - d_k, & \text{если } R_w > d_k, \\ 0, & \text{если } R_w \leq d_k. \end{cases}$$

Здесь $d_k(x, y)$ — евклидово расстояние между точками (x, y) и (x_k, y_k) ; R_w — радиус влияния вокруг точки (x_k, y_k) (задаваемая величина).

Составной частью общего алгоритма является разработанная методика пересчета АДХ при изменении геометрических параметров самолета. Эта методика основана на использовании CFD с примене-

нием полуэмпирических поправок. Поправки CFD расчетов, позволяющие быстро рассчитать АДХ, выполнены с использованием расчетно-аналитической модели.

Для расчета искомых аэродинамических коэффициентов c_X^* , c_Y^* крыла опишем поправки (k_1, k_2, k_3) [22], зная исходные аэродинамические коэффициенты c_{X_0} , c_Y и отвал поляры A $\left(A = \frac{c_X - c_{X_0}}{c_Y^2} \right)$:

$$c_X^* = c_{X_0} + Ak_1 c_Y^{*2},$$

где $k_1 = \frac{\lambda_{кр}}{\lambda_{кр}^*}$;

$$c_Y^* = (c_Y^*)'_\alpha (\alpha - \alpha|_{c_Y^*=0}),$$

$$(c_Y^*)'_\alpha = \frac{dc_Y^*}{d\alpha} = \frac{dc_{Y\alpha}}{d\alpha} k_2,$$

$$k_2 = k_1 \cdot \frac{2 + \sqrt{4 + \lambda_{кр}^2}}{2 + \sqrt{4 + \lambda_{кр}^{*2}}},$$

$$Y^* = k_3 Y = Y \frac{S_{кр}^*}{S_{кр}}; \quad X^* = k_3 X,$$

где α — угол атаки; $S_{кр}$ и $\lambda_{кр}$ — площадь базовой трапеции и удлинение крыла аналога; $S_{кр}^*$ и $\lambda_{кр}^*$ — расчетные площадь базовой трапеции и удлинение крыла. Данные поправки справедливы при условии $|1 - c_Y^*/c_Y| \leq o(c_Y)$. Аналогично рассчитываются аэродинамические характеристики горизонтального и вертикального оперений, силовой установки и фюзеляжа.

Расчет весовых характеристик проведен с использованием статистических данных по зарубежным близким по назначению проектам и методик, разработанных в ЦАГИ, и лично авторами статьи.

Массу m_i основных агрегатов конструкции самолета можно подразделить на три основные группы:

– масса силовых элементов $m_{с.э}$ — зависит от действующих нагрузок и геометрических размеров;

– масса конструктивных элементов $m_{к.э}$ — зависит от общих размеров;

– масса различных дополнительных устройств $m_{доп}$ — постоянная величина.

При таком подходе весовые формулы будут иметь следующий общий вид:

$$m_i = m_{с.э}(n_A^p; p_0; l; \sigma \dots) + m_{к.э}(S) + m_{доп.}$$

Например, весовой расчет ДСН проводился в основном с использованием методик, разработанных в ЦАГИ, с учетом работ [23–27].

При формировании облика ракетных ступеней разработан такой подход. Вначале проводится расчет траектории выведения на орбиту, в результате которого определяются масса маршевого топлива m_T и объемы его компонентов:

$$V^{ок} = \frac{m^{ок}}{\rho^{ок} \chi_T}; \quad V^{гор} = \frac{m^{гор}}{\rho^{гор} \chi_T},$$

где χ_T — степень заполнения баков, равная 0,95.

Основную долю фюзеляжа ГСР составляет топливо, а также отсеки маршевой двигательной установки, шасси, оборудования и т. д. Объем фюзеляжа $V_{фюз}$ по внешним обводам определяется с учетом коэффициента заполнения объемов K_V :

$$V_{фюз} = (V_T + \Sigma V_i) K_V,$$

где $V_i = m_i / \rho_i$; V_i , m_i и ρ_i — объем, масса и плотность компоновки внутренних элементов и систем летательного аппарата. С использованием предварительных компоновочных изысканий получено, что $K_V = 1,4$.

После вычисления объемов определяются габаритные размеры и омываемые площади фюзеляжа; при этом полагается, что фюзеляж состоит из трех частей — носовой, цилиндрической и хвостовой:

$$S_{\Sigma}^{фюз} = S_{нос}^{фюз} + S_{цил}^{фюз} + S_{хв}^{фюз};$$

$$L^{фюз} = L_{нос}^{фюз} + L_{цил}^{ок} + L_{цил}^{гор} + L_{хв}^{фюз},$$

где $L_{цил}^{ок}$ и $L_{цил}^{гор}$ — длина цилиндрической части бака окислителя и горючего.

Полагается, что объем V_i и площадь S_i каждой i -й части фюзеляжа связана с габаритными размерами и ее удлинением λ_i следующим образом:

$$V_i^{фюз} = a_i^V D_{фюз}^3 \lambda_i;$$

$$S_i^{фюз} = a_i D_{фюз}^2 \lambda_i,$$

где a_i^V и a_i — коэффициенты, вычисляемые посредством построения геометрической математической модели.

Для расчета весовых характеристик фюзеляжа, крыла и оперения приняты упрощенные соотношения:

$$m_i = q_i S_i,$$

где q_i — удельная масса агрегатов, кг/м².

Масса силовой установки определяется через ее удельную массу и тягу ЖРД.

В результате численного расчета траектории становится известной конечная масса ВКС. В процессе итерационного расчета масса и объем топлива уточняются, в связи с этим могут измениться габариты фюзеляжа и крыла. В целом при изменении габаритных размеров (λ , S , $D_{\text{фюз}}$) пересчитываются аэродинамические характеристики.

Расчет траектории выведения осуществляется в результате решения краевой вариационной задачи, которая в общем случае ставится следующим образом: в фазовом пространстве известны начальная и конечная точки, необходимо определить оптимальное управление движением из условия обеспечения экстремума целевых функций (1) и (2). Управлениями и параметрами в общем случае являются:

- угол атаки α ;
- угол крена γ ;
- степень дросселирования двигателей;
- параметры отделения РКС от ДСН;
- параметры разделения ракетных ступеней;
- параметры окончания активного участка движения РКС.

Разработанная методика расчета траекторий ДСН основана на использовании гипотезы квазистационарности ($\theta \approx 0$ и $\dot{\theta} \approx 0$, где θ — угол наклона траектории). В этом случае вариационная задача становится вырожденной и сводится к максимизации некоторой функции в каждой точке траектории. На крейсерском участке полета коэффициент крейсерской дальности:

$$f_{\text{кр}} = \frac{3600KV}{c_R} \rightarrow \max_{\alpha, v},$$

где K — аэродинамическое качество; V — модуль вектора скорости летательного аппарата (воздушная скорость); c_R — удельный расход топлива двигателя; v — коэффициент дросселирования тяги двигателя.

На участке набора высоты режим работы двигателя — «максимал» ($v = 1$), оптимальный угол атаки выбирается из условия максимума функции

$$\varphi = \frac{Vn_x}{\dot{m}_T} \rightarrow \max, \quad \alpha$$

где n_x — тангенциальная перегрузка; \dot{m}_T — секундный расход топлива.

На участке планирования оптимальный режим полета соответствует режиму $\alpha = \alpha|_{K_{\max}}$ и режиму работы двигателя «малый газ».

Известно, что при использовании принципа максимума Понтрягина оптимальное управление определяется в результате максимизации функции Гамильтона. На участках полета, где граничные условия не нарушаются, задача определения угла атаки в каждой точке траектории сводится к решению следующего нелинейного уравнения (необходимое условие экстремума функции Гамильтона):

$$\partial n_x / \partial \alpha + U \partial n_y / \partial \alpha = 0, \quad (3)$$

где $U = P_\theta / (VP_V)$, P_θ и P_V — сопряженные переменные по углу наклона траектории и скорости.

В общем случае уравнение (3) является нелинейным. В частном случае для квадратичной полярности $c_X = c_{X_0} + Ac_Y^2$ и линейной зависимости коэффициента подъемной силы $c_Y = c_{Y_0} + c_Y^\alpha \cdot \alpha$ решение уравнения (3) имеет вид [28]

$$\alpha_{\text{opt}} = \frac{U(R + c_Y^\alpha qS) / V - 2Ac_{Y_0}c_Y^\alpha qS}{R + 2A(c_Y^\alpha)^2 qS},$$

где R — тяга двигателей; q — скоростной напор.

Для формирования приближенно оптимального управления аппроксимируем зависимость $U(\tau)$ с помощью степенной функции:

$$U = U_{\min} + A_0 \tau^m B + A_1 (\tau - \tau_{U_{\min}})^n (B - 1),$$

$$B = \begin{cases} 1, & \text{если } \tau < \tau_{U_{\min}}, \\ 0, & \text{если } \tau \geq \tau_{U_{\min}}, \end{cases}$$

где U_{\min} , A_0 , A_1 , $\tau_{U_{\min}}$, n , m — оптимизируемые параметры (из условия максимума массы выводимой полезной нагрузки).

При расчете траекторий выведения РКС использовалось приближенно оптимальное управление [28]. Функция U определяется с использованием известного решения Охоцимского и Энеева для случая выведения ракеты при отсутствии атмосферы:

$$U = \operatorname{tg} \left\{ \operatorname{arctg} \left[\operatorname{tg} \vartheta_0 - C_\tau (\tau - \tau_0) \right] - \theta \right\} - d e^{-b^2 (\tau - \tau_0 - \tau_m)^2}, \quad (4)$$

где τ — время полета; τ_0 — начальный момент времени активного выведения; ϑ_0 и C_τ — параметры, обеспечивающие выполнение двух условий в конечной точке активного полета,

$$\begin{cases} H(\vartheta_0, C_\tau) - H_{\text{кон}} = 0, \\ \theta(\vartheta_0, C_\tau) - \theta_{\text{кон}} = 0; \end{cases}$$

второе слагаемое в (4) учитывает влияние атмосферы; d , b и τ_m — оптимизируемые параметры.

Таким образом, краевая задача сводится к поиску максимума функции нескольких переменных.

Для решения уравнений движения — обыкновенных дифференциальных уравнений — используется метод Рунге — Кутты 5-го порядка, подробно изложенный в [29].

Разработанная методика расчета технико-экономических характеристик АКС основана на обобщении статистических данных. Полагается, что полная стоимость жизненного цикла системы включает в себя такие части: затраты на НИОКР $C_{\text{НИОКР}}$, серийное изготовление $C_{\text{произв}}$ и эксплуатацию $C_{\text{опер}}$.

Обозначим через Q количество изделий, выпущенных за весь жизненный цикл. Тогда средние затраты на НИОКР, приходящиеся на одно изделие, будут равны $C_{\text{НИОКР}}/Q$.

Затраты на серийное производство авиатехники $C_{\text{произв}}$ включают в себя материальные затраты (на закупку сырья, комплектующих изделий и производственных услуг) и затраты на оплату труда:

$$C_{\text{произв}} = C_{\text{мат}} + C_{\text{тр}}.$$

Здесь учитываются лишь так называемые прямые затраты производства. Затраты на создание основных фондов в данной модели уже учтены в затратах на технологическую подготовку производства [30]. Удельные материальные затраты $C_{\text{мат}}$ на выпуск одного изделия приближенно можно считать фиксированными.

Трудозатраты в зависимости от накопленного выпуска экземпляров могут быть представлены следующей формулой [31, 32]:

$$C_{\text{тр}}(q) = C_{\text{тр}}^1 (1 - \lambda)^{\log_2 q},$$

где q — число выпущенных экземпляров с начала производства изделий данного типа; $C_{\text{тр}}^1$ — затраты на выпуск первого экземпляра изделия нового типа; λ — темп обучения (изменяется в диапазоне от 0,15 до 0,2).

Таким образом, суммарные прямые затраты на стадии серийного производства авиатехники можно выразить следующей формулой:

$$C_{\text{произв}}(Q) = C_{\text{мат}}Q + \sum_{q=1}^Q C_{\text{тр}}(q).$$

Суммарные затраты на разработку и производство авиатехники можно выразить следующим образом:

$$C = C_{\text{НИОКР}} + C_{\text{произв}}.$$

Средняя себестоимость одного изделия (средние затраты):

$$C_{\text{изд}} = \frac{C_{\text{НИОКР}}}{Q} + C_{\text{мат}} + \frac{1}{Q} \sum_{q=1}^Q C_{\text{тр}}^1 (1 - \lambda)^{\log_2 q}.$$

Стоимость пуска можно представить следующим образом:

$$C_{\text{пуск}} = C_{\text{ам}} + C_{\text{опер}},$$

где $C_{\text{ам}} = C_{\text{изд}}/T$ — средняя ставка амортизации в расчете на один полет (пуск), определяемая как отношение средней себестоимости изделия $C_{\text{изд}}$ самолета (ступени) к кратности его использования T ; $C_{\text{опер}}$ — текущие операционные затраты на один полет. Они складываются из затрат на горюче-смазочные материалы (ГСМ), а также на техническое обслуживание и ремонт (ТОиР):

$$C_{\text{опер}} = C_{\text{ТОиР}} + \sum_i G_i p_i \text{ГСМ},$$

где $C_{\text{ТОиР}}$ — средние затраты на ТОиР в расчете на один полет; G_i — масса i -го компонента топлива, расходуемого за один полет; $p_i \text{ГСМ}$ — цена i -го компонента топлива.

Результаты применения методики. Сравнение эффективности применения горючего трех видов для первой ракетной ступени. Смена типа топлива сопровождается изменением удельного импульса ЖРД, который возрастает в 1,05 раза при переходе от керосина к метану и в 1,38 — при переходе от керосина к водороду. Кроме того, изменяется объем топлива. В результате происходит перераспределение масс между ступенями РКС и изменяется оптимальная скорость их разделения. При этом изменяются также и тяговооруженности ступеней, что, в частности, связано с зависимостью удельной массы ЖРД от типа топлива.

Все эти факторы приводят к изменению массы выводимой полезной нагрузки. Основные результаты расчета характеристик РКС приведены в таблице.

Основные характеристики РКС с тремя типами топлива

Параметр	Тип топлива РКС		
	Керосин+O ₂	Метан+O ₂	H ₂ +O ₂
Объем топлива ГСР, м ³	92,4	112,6	240,5
Длина×диаметр ГСР, м	17,85×2,9	19,05×3,1	24,47×4
Длина РКС, м	30,3	31,5	39,0
Скорость разделения, м/с	3700	3750	4100
Тяговооруженность:			
РКС	1,27	1,23	1,24
ВКС	0,9	0,89	0,97
Масса, т:			
ВКС	17,76	17,76	20,87
полезной нагрузки	2,21	2,27	3,17
Экипаж+пассажиры, чел.	2+3	2+3	2+5
Относительная сухая масса	8,11 (100 %)	8,43 (104 %)	9 (110 %)

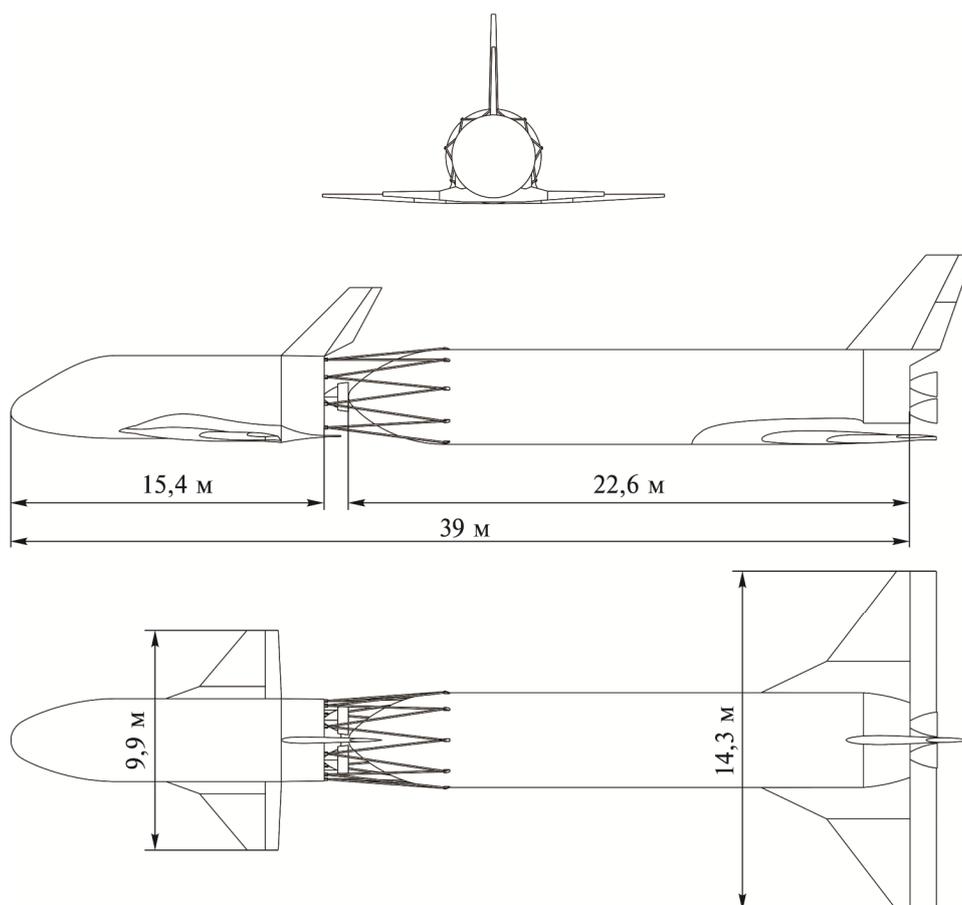


Рис. 5. Общий вид РКС с использованием кислородно-водородного топлива на ГСР

Расчеты показали, что варианты ГСР с использованием керосина и метана являются близкими по своим характеристикам. При переходе к варианту ГСР с использованием водорода за счет лучшей энергетики топлива удастся одновременно увеличить скорость разделения ступеней и стартовую массу ВКС по сравнению с вариантом, в котором применяется метан. Масса полезной нагрузки при этом увеличивается до 3,2 т, что соответствует суммарной численности 7 человек (2 члена экипажа и 5 пассажиров).

Общий вид РКС на кислородно-водородном топливе на ГСР представлен на рис. 5.

Результаты технико-экономического анализа. Проведено сравнение экономической эффективности трех вариантов АКС, отличающихся использованием типа горючего на ГСР. Получено, что с точки зрения экономической эффективности все три сравниваемых варианта АКС близки: относительная сухая масса ракетных ступеней отличается не более чем на 10 % (см. таблицу).

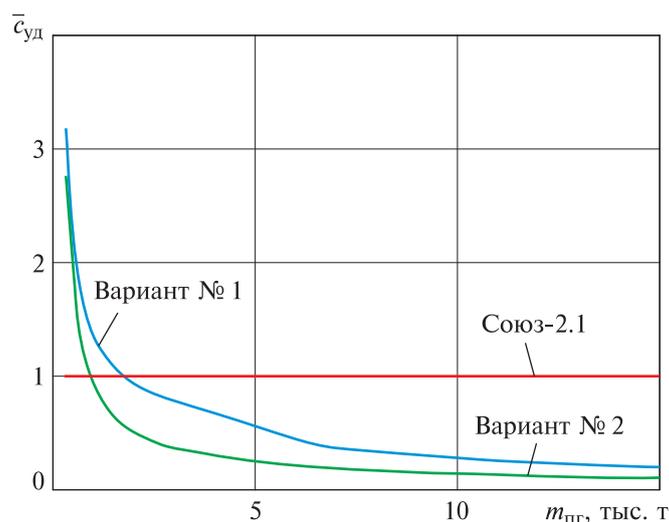


Рис. 6. Зависимости удельной стоимости выведения на орбиту АКС (в двух расчетных вариантах по отношению к аналогичному показателю одноразовой ракеты-носителя) от суммарного грузопотока

При сопоставлении данной АКС с одноразовой трехступенчатой ракетой-носителем типа «Союз» (рис. 6) [33] рассмотрены два крайних случая. В варианте № 1 новый ДСН разрабатывается исключительно для новой аэрокосмической системы. Затраты на НИОКР в значительной степени (на порядок) возрастают. В варианте № 2 предполагается, что самолет-носитель будет использован в отраслевом хозяйстве, тогда часть затрат на его создание компенсируется из других источников. Получено, что за счет многоразовости можно

существенно повысить экономическую эффективность АКС по сравнению с одноразовыми средствами выведения. Так, при суммарном грузопотоке на орбиту свыше 3...5 тыс. т АКС обеспечивает снижение удельной стоимости выведения в 2 и более раз по сравнению с ракетой-носителем типа «Союз». Кроме того, многоразовая АКС позволяет полностью отказаться от полей падения отработанных ступеней.

Заключение. Для исследования аэрокосмической системы создана методика, в которой объединены расчетные модули геометрических и аэродинамических характеристик, характеристик двигателей, летных данных, весовых и стоимостных характеристик.

Предложен способ выведения АКС на орбиту, позволяющий обеспечить возврат самолета-носителя и первой разгонной ступени на аэродром старта. АКС предварительно удаляется на необходимое расстояние от аэродрома (около 1500 км), затем разворачивается по курсу на $\sim 180^\circ$ и осуществляет старт РКС.

В зависимости от типа топлива АКС удельная стоимость выведения на орбиту отличается не более чем на 10 %. Таким образом, при выборе типа топлива аэрокосмической системы необходимо прежде всего руководствоваться техническими показателями (массой полезной нагрузки, дальностью полета), экологическими показателями, безопасностью полета и т. д.

Благодаря многоразовости можно существенно повысить экономическую эффективность АКС по сравнению с одноразовыми средствами выведения. Эти факторы помогут вывести ракетно-космическую отрасль России на новый уровень развития.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Основы государственной политики в области использования результатов космической деятельности в интересах модернизации экономики Российской Федерации и развития ее регионов на период до 2030 года (утв. Президентом РФ 14 января 2014 г. N Пр-51). *Гарант.ру*. URL: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/70484388/> (дата обращения 25.06.2019).
- [2] Лозино-Лозинский Г.Е. Полет «Бурана». *Гагаринские научные чтения по космонавтике и авиации, 1989*. Москва, Наука, 1990, с. 6–21.
- [3] *Space Shuttle News Reference Manual*. 1988, 924 p. URL: <http://science.ksc.nasa.gov/shuttle/technology/sts-newsref/stsref-toc.html> (дата обращения 17.07.2018).
- [4] МАКС. *Состояние разработки, научно-технический задел. Энциклопедия Буран*. URL: <http://buran.ru/htm/makszad.htm> (дата обращения 17.07.2018).
- [5] Кузин А.И., Вахниченко В.В., Лозин С.Н., Лехов П.А., Семенов А.И., Горбатенко В.В. и др. Многоразовая ракетно-космическая система. Ближайшие перспективы разработки и летно-экспериментальной отработки. *Авиакосмическая техника и технология*, 2010, № 2, с. 9–18.

- [6] Плохих В.П., Бузулук В.И., Уджуху А.Ю. Высококоростные летательные аппараты с межконтинентальной и глобальной дальностью полета. *Наука и технологии в промышленности*, 2012, № 1, часть 1, с. 92–100.
- [7] Михалев С.М. Аэрокосмическая система для межконтинентальных перелетов. *Труды МАИ*, 2015, вып. 81, май, 24 с. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=57706> (дата обращения 25.07.2018).
- [8] Бузулук В.И., Михалев С.М. Определение экономической эффективности применения различных видов топлива для аэрокосмических летательных аппаратов. *Сб. докл. XXVII научно-технической конференции по аэродинамике*. Пос. Володарского, Московской обл., 2016, с. 58–59.
- [9] Бузулук В.И., Михалев С.М. Оптимизация параметров аэрокосмической системы с помощью CFD-моделирования. *Инженерный журнал: наука и инновация*, 2017, вып. 9. DOI: 10.18698/2308-6033-2017-9-1668
- [10] Бузулук В.И., Михалев С.М. Полностью многоразовая аэрокосмическая система на базе дозвукового самолета-носителя с возвратом первых ступеней к точке старта. *Авиакосмическая техника и технология*, 2018, вып. 1–2, с. 3–12.
- [11] Shkadov L., Denisov V., Lazarev V., Plokhikh V., Buzuluk V., Volodin S., Chervonenko K., Skipenko V. The comparative analysis of various aerospace system concepts. *Acta Astronautica*, 1995, vol. 35 (1), pp. 47–54.
- [12] Новожилов Г.В., Лещинер Д.В., Шейнин В.М. и др. *Из истории советской авиации. Самолеты ОКБ имени С.В. Ильюшина*. Новожилов Г.В., ред. Москва, Машиностроение, 1985, 264 с.
- [13] Козлов Д. *ОАК будет развивать перспективную аэродинамическую схему*. URL: <https://www.aviaport.ru/news/2007/10/15/129977.html> (дата обращения 25.05.2019).
- [14] Михалев С.М. Разработка методики формирования облика и оптимизация параметров полностью многоразовой ракетно-космической системы выведения на орбиту. *Материалы V Международного межотраслевого молодежного научно-технического форума «Молодежь и будущее авиации и космонавтики»*. Москва, Издательство МАИ, 2013, с. 251–252.
- [15] *Авиационные правила. Глава 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. Межгосударственный авиационный комитет, редакция 3 с поправками 1–6*. Москва, ОАО «Авиаиздат», 2009, 274 с.
- [16] Levenberg K. A Method for the Solution of Certain Non-Linear Problems in Least Squares. *The Quarterly of Applied Mathematics*, 1944, vol. 2, pp. 164–168.
- [17] Marquardt D.W. An algorithm for least-squares estimation of nonlinear parameters. *Journal of the Society for Industrial and Applied Mathematics*, 1963, vol. 11, no. 2, pp. 431–441.
- [18] Gavin H.P. *The Levenberg-Marquardt method for nonlinear least squares curve-fitting problems*. Department of Civil and Environmental Engineering Duke University, 2017, 19 p.
- [19] Lourakis M.I.A. A brief description of the Levenberg-Marquardt algorithm implemented by levmar. *Proc. Found. Res. Technol.*, 2005, pp. 1–6.
- [20] Madsen K., Nielsen N.B., Tingleff O. *Methods for nonlinear least squares problems. Technical Report*. Informatics and Mathematical Modeling, Technical University of Denmark, 2004, 58 p.
- [21] Renka R.J. Multivariate Interpolation of Large Sets of Scattered Data. *ACM Transactions on Mathematical Software*, 1988, vol. 14, no. 2, pp. 139–148.
- [22] Barnes W., McCormick W. *Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics*. New York, Wiley, 1994, 652 p.

- [23] Уджуху А.Ю., Евстифеев В.В., Лазарев В.В., Никитченко Ю.М., Овчинников В.Г., Рудяков В.А. и др. *Автоматизированная расчетная диалоговая система (АРДИС)*. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2010611209. Зарегистрировано 11.02.2010.
- [24] Шейнин В.М., Козловский В.И. *Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов*. Москва, Машиностроение, 1984, 552 с.
- [25] Торенбик Э. *Проектирование дозвуковых самолетов*. Голубков Е.П., пер. с англ. Москва, Машиностроение, 1983, 648 с.
- [26] Егер С.М., ред. *Проектирование самолетов*. Москва, Машиностроение, 1983, 616 с.
- [27] *Руководство для конструкторов по проектированию самолетов. Методы расчета массы силовой установки*. Москва, Изд-во ЦАГИ, 1981, т. V, кн. 2, вып. 6, 60 с.
- [28] Бузулук В.И. *Оптимизация траекторий движения аэрокосмических летательных аппаратов*. Москва, ЦАГИ, 2008, 476 с.
- [29] Felbberg E. Classical Fifth-, Sixth-, Seventh-, and Eighth-order Runge-Kutta Formulas with stepsize control. *NASA Technical Report*, 1968, 82 p.
- [30] Клочков В.В. *Управление инновационным развитием гражданского авиастроения*. Москва, ГОУ ВПО МГУЛ, 2009, 280 с.
- [31] Alchian A. Reliability of Progress Curves in Airframe Production. *Econometrica*, 1963, vol. 31, no. 4, pp. 679–694.
- [32] Wright T.P. Factors Affecting the Cost of Airplanes. *Journal of Aeronautical Sciences*. 1936, vol. 3, pp. 122–128.
- [33] Смитюк Ю. «Главкосмос пусковые услуги» раскрыла стоимость запуска ракеты «Союз 2.1». *ИТАР-ТАСС*, 2 октября 2018. URL: <http://tass.ru/kosmos/5628680> (дата обращения 21.02.2019).

Статья поступила в редакцию 25.05.2019

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Бузулук В.И., Михалев С.М. Разработка методики формирования облика многогоразовой аэрокосмической системы, оптимизация ее проектных параметров и траекторий движения. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 6. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-6-1894>

Бузулук Валентин Иванович — д-р техн. наук, чл.-кор. Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского, начальник отдела ФГУП ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского. Область научных интересов: формирование облика перспективных летательных аппаратов и систем. e-mail: vbuzuluk@yandex.ru

Михалев Семен Михайлович — аспирант, начальник сектора ФГУП ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского. Область научных интересов: формирование облика перспективных многогоразовых аэрокосмических систем. e-mail: semyon.mikhalyov@tsagi.ru

Development of the method of forming the shape of a reusable aerospace system, optimization of its design parameters and motion paths

© V.I. Buzuluk, S.M. Mikhalev

The Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI),
Zhukovsky, Moscow region, 140180, Russia

The paper investigates a concept of an aerospace system based on air launch from subsonic twin-fuselage aircraft and on the rocket launch into orbit. We propose a scheme of aerospace system trajectory providing return to the starting point both of the carrier and the first rocket stage with liquid-fuel motors. A method for multidisciplinary calculation and optimization of the design parameters of the aerospace system and approximately optimal control of the motion of the system steps with different power units in all flight segments, as well as a feasibility study, was developed. On the basis of the developed techno-economic analysis methodology, a complex of computational programs in C++ was compiled to determine the main design parameters and characteristics. The comparative analysis of three versions of carrier aircraft and three fuel options at the first rocket stage was carried out. The analysis showed that compared to kerosene variant the hydrogen hypersonic booster made it possible to significantly increase the payload mass while the launching costs stayed the same. We compared engineering-and-economic performance of the aerospace system with "Soyuz-2.1" expendable launch vehicle. The comparison showed that the unit cost of aerospace system injection can be reduced significantly compared to an expendable carrier due to system reusability.

Keywords: *cruise rocket stage, optimization of design parameters, completely reusable orbital injection system, rocket system, configuration design*

REFERENCES

- [1] Osnovy gosudarstvennoy politiki v oblasti ispol'zovaniya rezul'tatov kosmicheskoy deyatel'nosti v interesakh modernizatsii ekonomiki Rossiyskoy Federatsii i razvitiya yeye regionov na period do 2030 goda (utv. Prezidentom RF 14 yanvarya 2014 g. N Pr-51 [Fundamentals of state policy in the use of the results of space activities in the interests of modernizing the economy of the Russian Federation and the development of its regions for the period up to 2030 (approved by the President of the Russian Federation on January 14, 2014 N Pr-51)]. *Garant.ru*. Available at: <https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/70484388/> (accessed May 25, 2019).
- [2] Lozino-Lozinskiy G.Ye., Polet "Burana" [Flight of "Buran"]. *Gagarinskie nauchnye chteniya po kosmonavtike i aviatsii 1989* [Gagarin scientific readings on astronautics and aviation 1989]. Moscow, Naauka Publ., 1990, pp. 6–21.
- [3] *Space Shuttle News Reference Manual*. 1988, 924 p. Available at: <http://science.ksc.nasa.gov/shuttle/technology/sts-newsref/stsref-toc.html> (accessed July 17, 2018).
- [4] *MAKS razdel: sostoyanie razrabotki, nauchno-tekhnichesky zadel. Entsiklopediya Buran* [MAKS section: development status, scientific and technical. Encyclopedia Buran. Available at: <http://buran.ru/htm/makszad.htm> (accessed July 17, 2018).

- [5] Kuzin A.I., Vakhnichenko V.V., Lozin S.N., Lekhov P.A., Semenov A.I., Gorbatenko V.V., et. al. *Nauchno-tekhnichesky zhurnal "Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya" (Aerospace technology)*, 2010, iss. 2, pp. 9–18.
- [6] Plokhikh V.P., Buzuluk V.I., Udzhukhu A.Yu. *Nauka i tekhnologii v promyshlennosti — Science and Technology in the Industry*, 2012, no. 1 part 1, pp. 92–100.
- [7] Mikhalev S.M. *Trudy MAI*, 2015, iss. 81. Available at: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=57706> (accessed July 25, 2018).
- [8] Buzuluk V.I., Mikhalev S.M. Opredeleye ekonomicheskoy effektivnosti primeneniya razlichnykh vidov topliva dlya aerokosmicheskikh letatel'nykh apparatov [Cost Efficiency Estimation of Different Types of Fuel for Aerospace Vehicles]. In: *Sbornik dokladov XXVII nauchno-tekhnicheskoy konferentsii po aerodinamike [Collection of reports. XXVII Aerodynamics Scientific and Technical Conference]*. Volodarsky settlement, Moscow region, 2016, pp. 58–59.
- [9] Buzuluk V.I., Mikhalev S.M. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2017, iss. 9. DOI: 10.18698/2308-6033-2017-9-1668
- [10] Buzuluk V.I., Mikhalyov S.M. *Nauchno-tekhnichesky zhurnal "Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya" (Aerospace technology)*, 2018, iss. 1–2, pp. 3–12.
- [11] Shkadov L., Denisov V., Lazarev V., Plokhikh V., Buzuluk V., Volodin S., Chervonenko K., Skipenko V. The comparative analysis of various aerospace system concepts. *Acta Astronautica*, 1995, vol. 35 (1), pp. 47–54.
- [12] Novozhilov G.V., ed. *Iz istorii sovetskoy aviatsii. Samolety OKB imeni S.V. Ilyushina* [From the history of Soviet aviation. Aircraft Design Bureau named after S.V. Ilyushin]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985, 264 p.
- [13] Kozlov D. *OAK budet razvivat perspektivnyuyu aerodinamicheskuyu skhemu* [UAC will develop a promising aerodynamic design]. Available at: <https://www.aviaport.ru/news/2007/10/15/129977.html> (accessed May 25, 2019).
- [14] Mikhalyov S.M. Razrabotka metodiki formirovaniya oblika i optimizatsiya parametrov polnost'yu mnogorazovoy raketno-kosmicheskoy sistemy vyvedeniya na orbitu [Development of Configuration Method and Optimization of Parameters of a Completely Reusable Aerospace System of Orbital Injection]. *Materialy V Mezhdunarodnogo mezhotraslevogo molodezhnogo nauchno-tekhnicheskogo foruma* [Proceedings of the V International intersectoral youth scientific and technical forum "Youth and the future of aviation and space"], Russian exhibition center. Moscow, MAI Publ., 2013, pp. 251–252.
- [15] *Aviatsionnyye pravila. Glava 25. Normy letnoy godnosti samoletov transportnoy kategorii. Mezhhosudarstvennyy aviatsionnyy komitet, redaktsiya 3 s popravkami 1–6* [Aviation rules. Chapter 25. Airworthiness standards for aircraft of a transport category. Interstate Aviation Committee, Revision 3, Amended 1–6]. Moscow, JSK «Aviaizdat» Publ., 2009, 274 p.
- [16] Levenberg K. A Method for the Solution of Certain Non-Linear Problems in Least Squares. *The Quarterly of Applied Mathematics*. 1944, vol. 2, pp. 164–168.
- [17] Marquardt D.W. An algorithm for least-squares estimation of nonlinear parameters. *Journal of the Society for Industrial and Applied Mathematics*, 1963, vol. 11, no. 2, pp. 431–441.
- [18] Gavin H.P. *The Levenberg–Marquardt method for nonlinear least squares curve-fitting problems*. Department of Civil and Environmental Engineering, Duke University, 2017, 19 p.

- [19] Lourakis M.I.A. A brief description of the Levenberg-Marquardt algorithm implemented by levmar. *Proc. Found. Res. Technol.*, 2005, pp. 1–6.
- [20] Madsen K., Nielsen N.B., and Tingleff O. *Methods for nonlinear least squares problems. Technical Report*. Informatics and Mathematical Modeling, Technical University of Denmark, 2004, 58 p.
- [21] Renka R.J. Multivariate Interpolation of Large Sets of Scattered Data. *ACM Transactions on Mathematical Software*, 1988, vol. 14, no. 2, pp. 139–148.
- [22] Barnes W., McCormick W. *Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics*. New York, Wiley, 1994, 652 p.
- [23] Udzhukhu A.Yu., Evstifeyev V.V., Lazarev V.V., Nikitchenko Yu.M., Ovchinnikov V.G., Rudyakov V.A., et al. *Avtomatizirovannaya raschetnaya dialogovaya sistema (ARDIS)* [Automated Calculation Interactive System]. Svidetel'stvo o gosudarstvennoy registratsii programmy dlya EVM [Certificate of state registration of computer programs] no. 2010611209. Registered 11.02.2010.
- [24] Sheynin V.M., Kozlovskiy V.I. *Vesovoye proyektirovaniye i effektivnost' passazhirskikh samoletov* [Weigh design and efficiency of passenger aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1984, 552 p.
- [25] Torenbeek E. *Synthesis of subsonic airplane design*. Delft University Press, 1976 [In Russ.: Torenbeek E. Proektirovanie dozvukovykh samoletov. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983, 648 p.].
- [26] Eger S.M., Mishin V.F., Liseytshev N.K., et al. *Proyektirovaniye samoletov* [The design of aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983, 616 p.
- [27] *Rukovodstvo dlya konstruktorov po proyektirovaniyu samoletov. Metody rascheta massy silovoy ustanovki* [A guide for aircraft designers. Methods for calculating the mass of the power plant]. Moscow, TsAGI Publ., 1981, vol. V, book 2, iss. 6, 60 p.
- [28] Buzuluk V.I. *Optimizatsiya trayektorii dvizheniya aerokosmicheskikh letatelnykh apparatov* [Optimizing the movement trajectory of aerospace flying vehicles]. Moscow, TsAGI Publ., 2008, 476 p.
- [29] Felbberg E. Classical Fifth-, Sixth-, Seventh-, and Eighth-order Runge–Kutta Formulas with stepsize control. *NASA Technical Report*, 1968, 82 p.
- [30] Klochkov V.V. *Upravleniye innovatsionnym razvitiyem grazhdanskogo aviastroeniya* [Managing the innovative development of civil aviation]. Moscow, GOU VPO MGUL Publ., 2009, 280 p.
- [31] Alchian A. Reliability of Progress Curves in Airframe Production. *Econometrica*, 1963, vol. 31, no. 4, pp. 679–694.
- [32] Wright T.P. Factors Affecting the Cost of Airplanes. *Journal of Aeronautical Sciences*, 1936, vol. 3, pp. 122–128.
- [33] Smityuk YU. «Glavkosmos puskovyye uslugi» raskryla stoimost' zapuska rakety «Soyuz 2.1» [“Glavkosmos launch services” revealed the cost of launching the Soyuz 2.1 rocket]. *TASS Russian News Agency*, 2 October 2018. Available at: <http://tass.ru/kosmos/5628680> (accessed February 21, 2019).

Buzuluk V.I., Dr. Sc. (Eng.), Corresponding Member of the Russian Academy of Cosmonautics named after K.E. Tsiolkovsky (RACTs), head of division in Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Research interests include: conceptual design of the prospective flying vehicles and systems. e-mail: vbuzuluk@yandex.ru

Mikhalev S.M., post-graduate, chief of section in Zhukovsky Central Aerohydrodynamic Institute (TsAGI). Research interests include: conceptual design of the prospective reusable aerospace systems. e-mail: semyon.mikhalyov@tsagi.ru