

Алгоритмическая оптимизация управления ракетой-носителем на активном участке траектории на этапе полета первой ступени

© И.В. Шакмаев, О.Н. Долголевец, А.А. Полехин, И.В. Малацион

1-й Научно-испытательный центр (информационно-аналитического обеспечения) в/ч 13991, г. Мирный-12, Архангельская область, 164170, Российская Федерация

Рассмотрен метод оптимизации управления полетом первой ступени ракеты-носителя на участке прохождения атмосферы Земли. Оценивание проведено на основе расчета текущих максимальных скоростных напоров и поперечных нагрузок исходя из реальных значений скорости, углов атаки и скольжения ракет-носителей «Союз-2.1 а, б, в» и «Ангара-1.2», а также параметров атмосферы. На участке максимальных скоростных напоров упрощается закон управления полетом ракеты-носителя, вследствие чего по результатам расчетов выявлена целесообразность более раннего восстановления работы «полного» закона управления системой управления для компенсации ошибок по скоростям и сносам контура стабилизации центра масс. Предложен метод оптимизации управления полетом первой ступени путем варьирования времени выхода из режима «ограничений перегрузочного контура» системы управления. Для выбранных пусков рассмотрена возможность экономии компонентов ракетного топлива представленных ракет-носителей за счет оптимизации управления полетом.

Ключевые слова: *ракета-носитель, перегрузочный контур, поперечные нагрузки, максимальный скоростной напор, компоненты ракетного топлива, активный участок траектории, система управления*

Введение. Наиболее сложный этап всей траектории движения ракеты-носителя (РН) — проходящий в атмосфере активный участок траектории (АУТ), который характеризуется повышенными нагрузками на конструкцию изделия. Самый напряженный участок полета РН в атмосфере — участок прохождения максимальных скоростных напоров (МСН). Пик нагружения отмечается при прохождении РН МСН на высотах от 5 км до 15 км. На этом участке вводятся особые ограничения на управление РН, для того чтобы не допустить повреждения конструкции при воздействии набегающего турбулентного воздушного потока. Для защиты РН и полезной нагрузки (ПН) от воздействия атмосферы используются головные обтекатели (ГО) и осуществляется особое маневрирование (вводятся ограничения на параметры углового движения и движения центра масс (ЦМ)).

На атмосферном участке полета для уменьшения поперечных перегрузок в бортовой системе управления (СУ) вводятся ограничения на управление. В полете на гиперзвуке при неравномерном обтекании РН набегающим турбулентным потоком воздуха возникают значительные возмущения, что приводит к появлению дополнительных

углов атаки и скольжения. Возникающие при этом поперечные перегрузки могут превысить предельные прочностные ограничения, что приведет к разрушению РН [1].

Цель данного исследования — на основе оценки скоростных напоров и перегрузки конструкции РН проанализировать особенности работы СУ в регулировании ограничения на управление РН на участке МСН.

Способы уменьшения поперечных перегрузок РН. К способам ограничения поперечных перегрузок относятся:

- модификация алгоритмов автомата стабилизации (АС) ЦМ РН;
- учет параметров атмосферы по траектории полета РН методом расчета и компенсации ожидаемых углов атаки и скольжения;
- оптимизация маневров контура наведения на атмосферном участке.

Для расчета программных углов атаки и скольжения на соответствующих высотах бортовая аппаратура системы управления (БАСУ) РН использует параметры стандартной атмосферы района пуска в соответствии с нормативной технической документацией (НТД), а именно ГОСТ 4401–81 и ОСТ 92-9704–95. Эти углы учитываются в функции времени полета (на входе АС они добавляются к разностям между текущими и требуемыми углами ориентации). Для этого перестраиваются полетные алгоритмы стабилизации РН, когда на атмосферном участке полета изменяется закон управления.

Уже при работе первой ступени РН вылетает из района пуска, поэтому реальная атмосфера будет отличаться от устаревших данных из НТД, использованных для априорных расчетов. Кроме того, наблюдаются и кратковременные отклонения параметров атмосферы, что снижает достоверность их прогнозирования даже внутри района пуска. Однако поскольку иных оценок параметров атмосферы нет, разработчики алгоритмов управления РН вынуждены ужесточать требования к поперечным нагрузкам и, соответственно, излишне ограничивать маневры РН, оставляя запас на отклонения реальной атмосферы относительно стандартной, изменения программ тангажа и бокового маневра, на работу систем поддержания давления (СПД) для управления уровнем тяги двигательной установки (ДУ) в камерах сгорания маршевых двигателей.

Структура типовой системы стабилизации РН. В качестве примера реализации АС цифровой БАСУ рассмотрим структурно-динамическую схему каналов тангажа и нормальной стабилизации РН [2]. Положим для простоты, что ракета движется уже вне атмосферы, т. е. коэффициент аэродинамической устойчивости $a_{99} = 0$. Кроме того, будем считать, что характеристики ракеты, начиная с рассматриваемого момента ее движения, не изменяются. Это допущение позволяет

считать коэффициенты уравнений и возмущающие воздействия постоянными и, следовательно, дает возможность пользоваться хорошо известными операторными методами классической теории автоматического управления, в частности методом замороженных коэффициентов.

Уравнения звеньев системы:

собственно РН

$$\begin{cases} p^2 \vartheta + a_{\vartheta \delta} \delta_T = f_{\vartheta}, \\ p^2 y + a_{y \vartheta} \vartheta = f_y; \end{cases} \quad (1)$$

рулевая машина

$$\begin{cases} (T_2^2 p^2 + T_1 p + 1) \delta_T = k_n i_y, \\ i_y = i_T + i_{\text{НС}}; \end{cases} \quad (2)$$

узлы — измерители углов и датчики углов (ИзмУ ДУ) и преобразующие устройства (ПрУ):

$$\begin{cases} i_T = W_{i_T}^{\vartheta}(p) \vartheta, \\ i_{\text{НС}} = W_{i_{\text{НС}}}^y(p) y, \end{cases} \quad (3)$$

где $W_{i_T}^{\vartheta}(p)$, $W_{i_{\text{НС}}}^y(p)$ — передаточные функции измерительных и преобразующих устройств.

Уравнениям (1)–(3) соответствует структурная схема АС, представленная на рис. 1, где показаны оба взаимосвязанных контура управления — контур системы угловой стабилизации (СУС) и контур нормальной стабилизации ЦМ (НС).

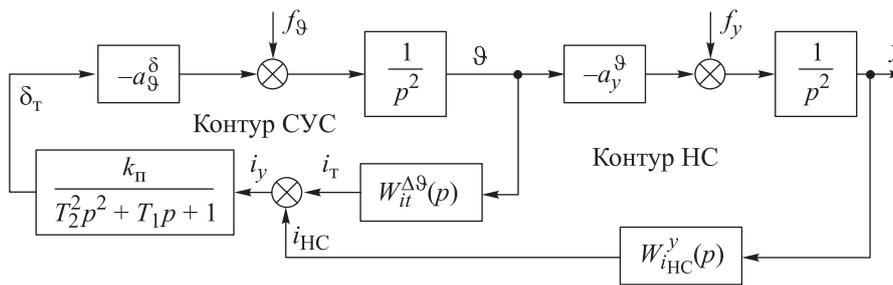


Рис. 1. Структурная схема автомата стабилизации

На объект управления действует управляющий момент δ_T , значение которого пропорционально отклонению РП от нейтрального положения, и возмущающий момент f_{ϑ} , в том числе и от воздействия атмосферы. Наличие ненулевого момента, действующего на РН,

приводит к изменению ее углового положения на угол ϑ . Возникающее отклонение фактического углового положения от программного контур измерения углов передает на вход алгоритмов стабилизации. В контур измерения углов входят: датчики углов гиросплатформы ДУ (на трехосном гиросtabilизаторе — ДУ ТГС) [3], измерители углов (ИзмУ — это датчик угла гиросtabilизированной платформы ДУ ГСП и электронные узлы), алгоритмы преобразования угловой информации в бортовом цифровом вычислительном комплексе (БЦВК), выносное устройство обмена (ВУО). Контур преобразует развороты платформы относительно осей ГСП в напряжение пропорционально этому развороту. Выходной сигнал ИзмУ преобразуется в ВУО в цифровой код и поступает на вход БЦВК, где обрабатывается по алгоритму, затем снова отправляется в ВУО на ПрУ, где сигнал преобразуется в силу управляющего тока i_T для рулевых машин (РМ). Отклонение РН от программного положения на угол ϑ вызывает появление управляющей силы и момента силы, которые совместно с возмущающей силой f_y (в том числе и от воздействия атмосферы) изменяют положение ЦМ РН относительно координаты y программной траектории. Отклонение ЦМ измеряется акселерометрами (Акс) и в соответствии с алгоритмом управления преобразуется в силу тока $i_{НС}$, аналогично угловой информации СУС.

Рулевая машина под воздействием тока управления i_y перемещает управляющий орган с целью ликвидации возникших рассогласований между измеренными и программными значениями ϑ и y . Аналогично работает АС и по каналу рыскания, компенсируя рассогласования по углу рыскания Ψ и координате z . Многие коэффициенты закона управления остаются близкими (по Ψ и z , как и для ϑ и y), но боковой снос (z) и боковая скорость (W_z) с коэффициентами в этом канале вычитаются из интегрального сигнала управления СУС, так как система координат в плоскости XOZ — правосторонняя.

При прохождении РН атмосферы добавляются возмущения в каналы тангажа и рыскания, а при несимметричной конструкции РН создаются возмущения и в канале вращения (явление типа «косой обдувки»). Эти возмущения необходимо парировать с учетом ограничений на конструкцию РН и свойства БАСУ.

При движении в плотных слоях атмосферы, когда $a_{99} \neq 0$, нижняя граница величины коэффициента при вариации K_9 смещается на величину $-\frac{a_{99}}{a_{98}}$. Коэффициент собственной аэродинамической устойчивости ракеты a_{99} в полете изменяется как по значению, так

и по знаку, что приводит к изменению положения нижней границы устойчивости по K_9 . Это нужно учитывать при выборе значений в профиле \bar{K}_9 и расчете момента времени для коммутаций коэффициентов передачи.

Пример реализации закона управления в БАСУ ракеты-носителя «Ангара-1.2». На участке МСН сигналы в каналах угловой стабилизации на современных РН с цифровой БАСУ корректируются на рассчитанные программные углы атаки и скольжения, и, таким образом, снижаются поперечные перегрузки, действующие на конструкцию изделия [4]. Дополнительно на участке прохождения МСН закон управления полетом РН упрощается и контуром стабилизации ЦМ компенсируются только ускорения в боковом и нормальном направлениях.

Реализацию такого закона управления рассмотрим на примере РН «Ангара-1.2»:

$$\delta_y(S) = K_9 \{ a_z + \delta_{\text{НС}} - \delta\vartheta_{\text{пер}} + \delta_y^{\text{НУ}} + T_9 \left[\omega_{z_1}^{\text{ГСП}} - \omega_z^{\text{пр}} + K_{\text{ДУС}} \left(\omega_{z_1}^{\text{ДУС}} - \omega_{z_1}^{\text{ГСП}} \right) \right] \} W_{\Psi_{yz}}(S); \quad (4)$$

$$\delta_z(S) = K_\psi \{ a_y - \delta_{\text{БС}} - \delta\psi_{\text{пер}} - \delta_z^{\text{НУ}} + T_\psi \left[\omega_{y_1}^{\text{ГСП}} + K_{\text{ДУС}} \left(\omega_{y_1}^{\text{ДУС}} - \omega_{y_1}^{\text{ГСП}} \right) \right] \} W_{\Psi_{yz}}(S). \quad (5)$$

В общем виде законы управления для каналов тангажа и рысканья имеют вид

$$W_{\Psi_{yz}}(S) = \frac{\left(1 + \frac{S}{\omega_0} \right) \left(\tau_{yz}^2 S^2 + 2\xi_{\tau_{yz}} \tau_{yz} S + 1 \right)}{\left(T_{yz}^2 S^2 + 2\xi_{T_{yz}} T_{yz} S + 1 \right)^2}. \quad (6)$$

На первой ступени в соответствии с требованиями исходных данных (ИД) команды (1), (2) ограничиваются в случае нарушения неравенства

$$\sqrt{\delta_y^2 + \delta_z^2} \leq 7,25^\circ. \quad (7)$$

Аналогично каналу крена, коэффициенты усиления K_9 и K_ψ изменяются по кусочно-линейному закону.

Входящие в выражения (4), (5) команды контура НС и боковой стабилизации (БС) вычисляются в соответствии с выражениями:

$$\delta_{\text{НС}}(S) = K_{Vz} \frac{\dot{W}_y(S)}{S} + K_z \frac{\dot{W}_y(S)}{S^2}; \quad (8)$$

$$\delta_{\text{БС}}(S) = K_{Vz} \frac{\dot{W}_z(S)}{S} + K_z \frac{\dot{W}_z(S)}{S^2}, \quad (9)$$

где \dot{W}_y и \dot{W}_z — ускорения вдоль поперечных программно-связанных осей, формируемые блоком навигации и наведения (НН); a_y , a_z — угловые рассогласования в плоскостях, перпендикулярных поперечным «связанным» осям изделия; ω_{y1} , ω_{zi} — угловые скорости относительно поперечных «связанных» осей РН (верхний индекс указывает, на основании показаний каких приборов — ГСП или отдельных датчиков угловых скоростей (ДУС), они рассчитаны); $\omega_z^{\text{пр}}$ — программная скорость изменения угла тангажа (склонение по тангажу); $\delta\vartheta_{\text{пер}}$, $\delta\psi_{\text{пер}}$ — командные сигналы от контура ограничения поперечных аэродинамических нагрузок (КОПАН); δ_y^{HY} , δ_z^{HY} — дополнительные команды управления на начальном участке полета.

Коэффициенты в каналах НС и БС идентичны, так как изделие симметрично, в том числе и в части органов управления по плоскостям.

Параметры a_x , a_y , a_z , входящие в выражения (1) и (2), имеют смысл угловых рассогласований в плоскостях, перпендикулярных «связанным» осям РН, и вычисляются по ходу полета в каждом такте работы БЦВК по формулам

$$a_x = (\psi_1 - \psi_{\text{пр}}) \cos(\vartheta_1) + (\varphi_1 - \varphi_{\text{пр}}) \cos(\psi_1) \sin(\vartheta_1); \quad (10)$$

$$a_y = (\psi_{\text{пр}} - \psi_1) \sin(\vartheta_1) + (\varphi_1 - \varphi_{\text{пр}}) \cos(\psi_1) \cos(\vartheta_1); \quad (11)$$

$$a_z = (\vartheta_1 - \vartheta_{\text{пр}}) - (\varphi_1 - \varphi_{\text{пр}}) \sin(\psi_1). \quad (12)$$

где ϑ_1 , ψ_1 , φ_1 — показания датчиков углов ГСП (углы Эйлера, задающие матрицу перехода от НССК к ССК; последовательность углов Эйлера определяется кинематикой карданова подвеса ГСП); $\vartheta_{\text{пр}}$, $\psi_{\text{пр}}$, $\varphi_{\text{пр}}$ — программные значения углов ориентации РН, заданные в той же последовательности, что и углы ГСП.

Программные значения углов задаются блоком НН на всем протяжении полета РН.

Алгоритм контура ограничения поперечных аэродинамических нагрузок. На участке полета в зоне МСН от 55-й до 125-й с, от момента ОТП (окончания точного приведения ГСП в стартовое положение) на РН «Ангара-1.2», подключается КОПАН — часть алгоритмов угловой стабилизации, вырабатывающая специальные управляющие команды $\delta\psi_{\text{пер}}$, $\delta\vartheta_{\text{пер}}$, входящие в закон управления.

В операторной форме (через S-свертку) выражения для расчета $\delta\psi_{\text{пер}}$, $\delta\vartheta_{\text{пер}}$ записываются в виде

$$\begin{aligned} \delta\psi_{\beta}(S) = & (\dot{W}_{z_1} f_{1\psi} + f_{2\psi} \delta_z(S) W_{СП}(S)) \frac{0,5S}{1+S} + \\ & + (\dot{W}_{z_1} f_{3\psi} + f_{4\psi} \ddot{a}_y) \frac{1+0,5S}{1+S}; \end{aligned} \quad (13)$$

$$\delta\psi_{пер}(S) = [\delta\psi_{\beta}(S) + f_{6\psi}(\alpha_y + \beta_{\delta})] W_{ПК}(S); \quad (14)$$

$$\begin{aligned} \delta\vartheta_a(S) = & (\dot{W}_{y_1} f_{1\vartheta} - f_{2\vartheta} \delta_y(S) W_{СП}(S)) \frac{0,5S}{1+S} + \\ & + (\dot{W}_{y_1} f_{3\vartheta} - f_{4\vartheta} \ddot{\alpha}_z) \frac{1+0,5S}{1+S}; \end{aligned} \quad (15)$$

$$\delta\vartheta_{пер}(S) = [-\delta\vartheta_a(S) + f_{6\vartheta}(\alpha_z + \alpha_{\delta})] W_{ПК}(S); \quad (16)$$

$$W_{СП}(S) = \frac{1}{0,0018S^2 + 0,05S + 1}; \quad (17)$$

$$W_{СП}(S) = \frac{0,04452S^4 + 0,93342S^3 + 5,3221S^2 + 4,5S + 1}{0,39832S^5 + 2,75746S^4 + 7,33982S^3 + 10,07829S^2 + 5,60414S + 1}, \quad (18)$$

где \dot{W}_{y_1} , \dot{W}_{z_1} — ускорения, измеренные в месте установки ГСП и пересчитанные к «связанным» поперечным осям изделия:

$$\dot{W}_{y_1} = \sin(\vartheta_{пр}) [\dot{W}_{iz} \sin(\psi_{пр}) - \dot{W}_{ix} \cos(\psi_{пр})] + \dot{W}_{iy} \cos(\vartheta_{пр}) - \dot{W}_{хпр} \alpha_z; \quad (19)$$

$$\dot{W}_{z_1} = \dot{W}_{ix} \sin(\psi_{пр}) + \dot{W}_{пр} \cos(\psi_{пр}) + \dot{W}_{хпр} \alpha_y; \quad (20)$$

$$\dot{W}_{хпр} = \dot{W}_{ix} \cos(\vartheta_{пр}) + \dot{W}_{пр} \sin(\vartheta_{пр}). \quad (21)$$

Здесь \dot{W}_{ix} , \dot{W}_{iy} , \dot{W}_{iz} — ускорения в приборной системе координат, рассчитанные на основании информации с акселерометров, установленных на ГСП.

В выражения (13)–(21) входят следующие переменные: α_{δ} , β_{δ} — баллистические углы атаки и скольжения, вычисляемые блоком НН, f -функции — рассчитанные заранее функции времени и записанные в массив ПЗ.

Оценка возможности оптимизации управления ракеты-носителя на атмосферном участке. Из вышеописанного ясно, что отлаженный на РН нескольких типов с цифровыми БАСУ закон управления РН на АУТ достаточно эффективно разгружает конструкцию при прохождении МСН и атмосферы в целом. Поперечные перегрузки снижаются до приемлемых уровней, однако упор на подавление только поперечных ускорений имеет и недостатки.

Во время всего полета навигационный контур БАСУ — контур НН накапливает информацию о набранной боковой и нормальной скоростях относительно заданных уровней и, аналогично, информацию о боковом и нормальном сносах ЦМ (и в течение участка МСН этот процесс не прерывается). После выхода из участка МСН (вход и выход производятся строго по времени полета) в закон управления взамен сигналов, пропорциональных программным углам атаки и скольжения, вводятся все ранее «замороженные» составляющие, и накопленные скорости и сносы БАСУ компенсирует («списывает»), а ранее вводимые составляющие по углам атаки и скольжения обнуляются. Процесс компенсации набранных ошибок стабилизации растянут по времени, и для его реализации требуются дополнительные затраты энергии. Следует отметить, что на это есть объективные причины.

На этапе «борьбы» со скоростными напорами и поперечными перегрузками накапливаются некомпенсируемые ошибки по скоростям и сносам контура стабилизации ЦМ [5]. На компенсацию этих ошибок в дальнейшем приходится затрачивать дополнительную энергию РН. При наличии ошибки по скорости сноса накапливаются пропорциональные времени ошибки по координатам (собственно «сносы»). Значит, чем раньше будет восстановлен «полный» закон управления, тем меньше будут ошибки по координатам и, соответственно, тем меньше будут затраты на их компенсацию. Мало того, обычно самым мощным и самым уязвимым является первый ракетный блок, верхние ступени обычно развивают меньшие перегрузки и имеют меньшие запасы компонентов ракетного топлива (КРТ). Но если при прохождении атмосферы РН, по перечисленным причинам, наберет большие ошибки стабилизации, то их не удастся скомпенсировать первому ракетному блоку, а значит, их компенсация ложится на верхние ступени, где запасы энергии ниже. Расчетные запасы КРТ должны обеспечивать следующие затраты:

- на управление (компенсацию возмущений);
- отклонения в режиме работы двигателей;
- штатное выключение двигателей (из любого режима);
- учитывающие незабор КРТ из магистралей и приемных устройств баков.

Соответственно, эти запасы можно использовать более рационально при задействовании вычислительных мощностей БЦВК для изменения алгоритмов управления.

Скоростной напор, воздействующий со стороны атмосферы на единичную поперечную поверхность летательного аппарата, определяется выражением [4]

$$q = 0,5\rho(h)V(t)^2, \quad (22)$$

где $\rho(h)$ — плотность атмосферы в высотном слое h (в котором летит РН в момент времени t); $V(t)$ — действительная скорость носителя в момент времени t .

В формуле (22) учитываются составляющие действительной скорости:

$$V(t) = \int \left(dW_{XI}(t) - g \sin \left(\frac{T_1 + 90^\circ}{57,3} \right) \right), \quad (23)$$

где dW_{XI} — производная проекции кажущейся скорости на продольную ось РН (параметр из состава телеметрической информации), м/с; g — ускорение свободного падения ($9,80665 \text{ м/с}^2$); T_1 — угол тангажа (параметр из состава телеметрической информации), град.

Для повышения точности определения скоростных напоров параметры атмосферы были взяты из файлов формата GRB2 модели GFS с точностью примерно 1...2 % от вариаций значений давления и плотности стандартной атмосферы [6], достоверных фактическим метеорологическим измерениям, проводимым перед пуском РН.

Учитывая однотипность конструктивных характеристик (массогабаритных и аэродинамических) РН «Союз-2.1в» и РН «Ангара-1.2» (наличие всего трех пусков РН «Ангара-1.2»), а также сходную динамику преодоления ими атмосферы, данные статистики по обоим изделиям были объединены в одну общую. Результаты выборки по 16 пускам «Союз-2.1а, б» и данные по 8 пускам РН «Союз-2.1в» и РН «Ангара-1.2» МСН для сравнения с расчетами, полученными по стандартной атмосфере и допусками по технической документации, приведены в табл. 1.

Таблица 1

Дата пуска	Тип изделия	Максимальный скоростной напор q_{\max} , Н/м ²		
		расчетный, по обработанным пускам	по ГОСТ	согласно технической документации
«Союз 2.1а, б»				
30.07.2019	14А14 эт.1а	42 544	42 499	34 215
20.02.2020	14А14 эт.1а	41 125	40 562	33 186
25.10.2020	14А14 эт.1б	41 277	39 888	33 833
02.02.2021	14А14 эт.1б	37 278	38 017	33 186
25.06.2021	14А14 эт.1б	43 213	40 070	34 137
25.11.2021	14А14 эт.1б	41 099	41 348	33 549
05.02.2022	14А14 эт.1а	45 428	42 392	33 186
07.04.2022	14А14 эт.1б	37 957	37 900	33 823
19.05.2022	14А14 эт.1а	35 930	37 942	34 088

Дата пуска	Тип изделия	Максимальный скоростной напор q_{\max} , Н/м ²		
		расчетный, по обработанным пускам	по ГОСТ	согласно технической документации
07.07.2022	14A14 эт.1б	42 279	40 198	34 215
10.10.2022	14A14 эт.1б	40 149	39 671	33 833
02.11.2022	14A14 эт.1б	43 471	42 002	33 549
28.11.2022	14A14 эт.1б	42 827	39 829	33 549
01.12.2022	14A14 эт.1б	41 657	38 092	33 284
23.03.2023	14A14 эт.1а	36 825	36 630	33 274
07.08.2023	14A14 эт.1б	40 365	39 065	34 323
«Союз-2.1в», «Ангара-1.2»				
25.11.2019	14A14 эт.1в	23 659	22 448	20 970
09.09.2021	14A14 эт.1в	22 619	22 824	21 349
01.08.2022	14A14 эт.1в	24 321	23 189	21 738
21.10.2022	14A14 эт.1в	24 942	24 689	21 316
29.03.2023	14A14 эт.1в	22 945	21 552	20 715
09.07.2014	14A125	28 116	27 567	20 829
29.04.2022	14A125	27 242	28 173	21 918
15.10.2022	14A125	29 776	28 456	21 923

У большинства из обработанных пусков значение МСН превышает примерно на 10...15 % представленные расчетные значения как по ГОСТу, так и по технической документации. Однако согласно технической документации, полученные значения укладываются в допуск по нормативу $\pm 25\%$.

Использованные в расчете действительные скорости, учитывающие все вариации возмущающих факторов, привели к увеличению полученных значений над расчетными скоростными напорами, которые в свою очередь вычислялись по методикам с учетом известных нормированных параметров. Следовательно, можно сделать вывод об оправданном конструктивном запасе по прочности головных обтекателей РН.

Одна из важнейших задач, связанная с успешным прохождением РН атмосферного участка, — задача ограничения пространственного (полного) угла атаки, напрямую связанного со скоростным напором [7], который можно найти через угловые рассогласования системы угловой стабилизации:

$$\alpha(t) = \sqrt{\alpha_t^2 + \alpha_\psi^2}; \quad (24)$$

$$\alpha_t = \Delta\vartheta_c - \alpha^g; \quad (25)$$

$$\alpha_\psi = \Delta\psi_c - \alpha^\psi, \quad (26)$$

где α_t и α_ψ — истинные вариации по тангажу и рысканию; $\Delta\vartheta_c$ — угловые рассогласования по тангажу, рад; α^g — оценка угла атаки, рад; $\Delta\psi_c$ — угловые рассогласования по рысканию, рад; α^ψ — оценка угла скольжения, рад;

$$\alpha_{пр} = \sqrt{\alpha_t^2 + \alpha_\psi^2}. \quad (27)$$

Максимальная амплитуда колебаний углов за время полета ступени при этом составила: по углу атаки до $14,06^\circ$ (29.03.2023), по углу скольжения до $7,75^\circ$ (это максимальные значения из пусков, которые были проанализированы). Ограничения по углам действуют на участке МСН, где максимумы углов составили соответственно $3,2^\circ$ и $-1,91^\circ$. Допуск на них на данном участке, согласно нормативной документации, составляет $\pm 3^\circ$.

Полученные результаты позволяют перейти к главному параметру, необходимому для определения ограничений перегрузочного контура, а именно к перегрузке РН [8], и рассчитать ее по формуле

$$n_{пр} = q\alpha_{пр}. \quad (28)$$

С помощью цифровых БАСУ можно установить, при каком уровне скоростного напора происходит переход в режим «ограничений перегрузочного контура». Задавшись этим же уровнем для определения момента выхода, можно динамически изменять момент обратного перехода к полному закону управления (выходом из режима «ограничений перегрузочного контура», когда уровень воздействия уменьшится ниже порогового значения). А если задавать этот уровень предварительно, то и вход в контур станет динамическим, но в ряде случаев — затянутым до более позднего момента, чем нормативный.

Действительно, если задавать жесткие временные рамки для преодоления МСН, то будут учитываться только крайние случаи преодоления атмосферного участка полета (например, плотная и беспокойная атмосфера, пологая программа тангажа, энергичный боковой маневр, работа маршевых двигателей в режиме повышенной тяги). Однако все эти факторы редко проявляются в одном пуске, и если в ходе полета оценивать действующие скоростные напоры, то целесообразно динамически определить как минимум момент выхода из режима «ограничений перегрузочного контура». И этот момент, как правило, будет наступать раньше, чем жестко заданный по нормативной документации.

Соответственно, упреждающее снятие ограничений в законе управления позволит начать компенсацию набранных ошибок стабилизации раньше, и так как к этому моменту будут набраны меньшие сносы, расходоваться на это будет меньше компонентов ракетного топлива из запаса, выделяемого на управление [9].

Для расчета динамических моментов входа и выхода (затянутого входа и упреждающего выхода) используем определение доверительных границ для параметров нормального распределения согласно ГОСТ Р 50779.21–2004, полученных при подсчете статистических данных. Для этого зададим одностороннюю доверительную вероятность $\gamma_1 = 0,9$ и, учитывая, что генеральное среднее (переменная a в формуле Гаусса) нормального распределения неизвестно, вычислим выборочную характеристику S по формуле

$$S = \sqrt{\frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2}. \quad (29)$$

По заданным значениям γ_1 и $K = n - 1$, где $n = 16$ (количество испытаний) найдем значение $Z_n = 0,82$ и вычислим нижнюю доверительную границу:

$$\Delta_{\text{вх}} = Z_n S. \quad (30)$$

Аналогично вычисляем верхнюю доверительную границу $\Delta_{\text{вых}}$ с учетом нахождения $Z_b = 1,32$:

$$\Delta_{\text{вых}} = Z_b S. \quad (31)$$

Полученные результаты можно проиллюстрировать на примере пуска РН «Союз-2.1а» от 01.12.2022 (рис. 2), где сплошной вертикальной линией обозначены нормированные границы скоростного напора, а прерывистой — полученные согласно представленному подходу по расчету новых значений входа и выхода перегрузочного контура СУ РН.

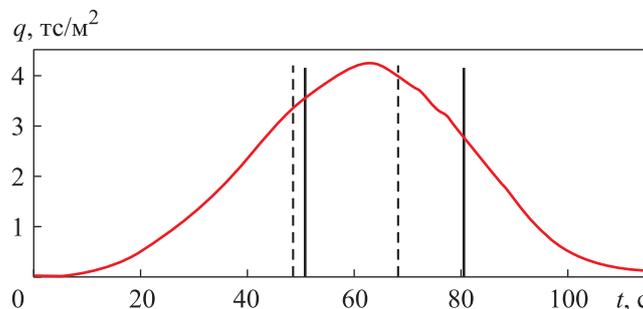


Рис. 2. Изменение скоростного напора (01.12.2022) по времени

Результаты исследования особенностей атмосферного полета РН. Были проведены исследования параметров атмосферного полета РН «Ангара-1.2» и РН «Союз-2.1а, б, в» на основе анализа массива телеметрической информации о ряде проведенных пусков с космодрома Плесецк. Полученные результаты с расчетом реализовавшихся скоростных напоров показали следующее:

– для РН «Союз-2.1в» выход из перегрузочного контура можно осуществлять не со 160-й с полета, а значительно раньше (с 95-й с) — в момент, когда скоростные напоры снизятся до входного уровня (с 48-й с полета);

– для РН «Ангара-1.2» выход из перегрузочного контура можно осуществлять не со 120-й с полета, а раньше (с 95-й с) — в момент, когда скоростные напоры снизятся до входного уровня (40-я с полета);

– для РН «Союз-2.1а, б» выход из перегрузочного контура можно осуществлять не с 80-й с полета, а раньше (с 65-й с) — в момент, когда скоростные напоры снизятся до входного уровня (48-я с полета).

Рассчитаем предполагаемую экономию энергии (дополнительный запас КРТ) при управлении РН посредством оптимизации алгоритмов БАСУ.

С момента начала работы перегрузочного контура на участке МСН начинают накапливаться ошибки по скоростям сноса, что приводит к смещению ЦМ ракеты из плоскости стрельбы по боку и в плоскости стрельбы от программной траектории и нормали [10]. Для того чтобы оценить эти ошибки, нужно проинтегрировать скорости в каждом канале, в результате чего получим сносы как путь ЦМ от программных плоскостей полета в инерциальной системе координат. Затем рассчитаем геометрическую сумму двух составляющих — это будет суммарный «поперечный» путь ЦМ РН от программных плоскостей.

Выйдя раньше из ограничений перегрузочного контура, РН как минимум не наберет ту часть поперечного сноса, которая фиксируется дополнительно при штатном управлении атмосферным полетом. Значит, и компенсировать эту часть сноса не потребуется (и тратить на это КРТ). На этом участке полета также наряду со стабилизацией ЦМ отрабатываются маневры по тангажу (склонение) и по рысканию (боковой маневр). В исполнении маневрирования участвуют те же управляющие органы, что и в стабилизации, и такие аддитивные процессы носят нелинейный характер (УО имеют зоны нечувствительности, нелинейные характеристики зависимостей, взаимовлияние). Смещая точки динамического равновесия систем, новый алгоритм изменит и профили управления в развертке по времени. Если возможно, необходимо учитывать эти обстоятельства или закладывать их влияние в оценку методической погрешности. Следует отметить, что составляющие задействия контура НН меньше остальных в силу

того, что смена уставок наведения происходит лишь периодически, в то время как стабилизация осуществляется непрерывно.

На основе исследования атмосферного полета РН и моделирования улучшенных алгоритмов управления проведем оценку экономии КРТ, высвобождаемых в результате оптимизации управления полетом РН на первой ступени.

Методика оценочного расчета экономии КРТ на участке полета первой ступени. Динамика процессов при полете первой ступени на примере РН «Союз-2.1а» представлена на рис. 3.

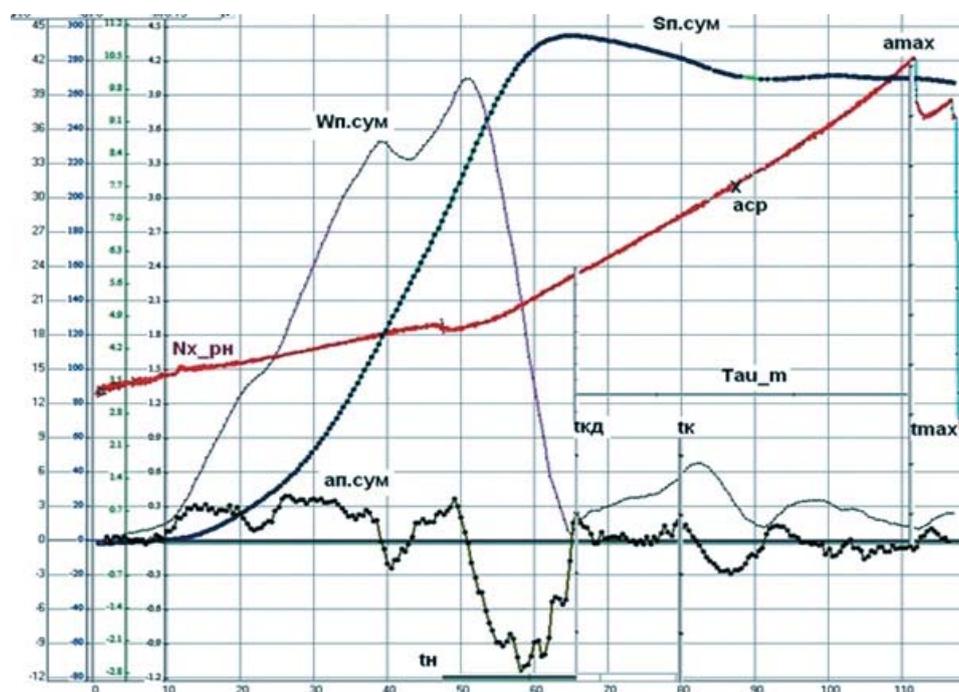


Рис. 3. Динамика полета первой ступени РН «Союз-2.1а»:

обозначения: $N_{x_{рн}}$ — осевое ускорение движения РН; $a_{п.сум}$ — поперечное (суммарное) ускорение; $w_{п.сум}$ — поперечная (суммарная) скорость; $S_{п.сум}$ — поперечный (суммарный) снос; a_{max} — максимальное ускорение полета на первой ступени; $a_{ср}$ — среднее ускорение полета на интервале $(t_{кд} - t_{max})$; точки временной шкалы: t_n — начало максимальных скоростных напоров; t_k — конец зоны максимальных скоростных напоров; $t_{кд}$ — динамическая граница зоны максимальных скоростных напоров; t_{max} — момент максимального ускорения полета первой ступени; T_{au_m} — интервал работы после динамического выхода из перегрузочного контура

Алгоритм работы БАСУ при преодолении атмосферного участка полета включает следующие участки:

- перестройка закона управления на перегрузочный контур (с момента t_n);
- управление РН на участке МСН;

– выход из перегрузочного контура (с момента t_k) и восстановление полного закона управления;

– компенсация погрешностей сносов ЦМ, набранных перегрузочным контуром на МСН.

На эффективность управления РН влияют многие факторы, оценим наиболее существенные из них.

Фактор быстройдействия органов управления (ОУ). Чем быстрее приводы органов управления обрабатывают команды БАСУ, тем меньше за это время наберется ошибок контура стабилизации по скоростям и сносам ЦМ изделия. Оценим этот фактор.

Пусть нагрузка УО не превышает 50 % диапазона, а скорость движения привода будет максимальной. Тогда можно рассчитать время обработки возмущения (динамика УО) по формуле

$$\tau_{СП} = \frac{\Delta m_{PM}}{2V_{PM}}, \quad (32)$$

где Δm_{PM} — максимальный управляющий сигнал на входе в рулевой привод; V_{PM} — скорость движения привода (РМ).

Штатные приводы рулевых камер РН «Союз-2» имеют скоростные характеристики (оценку динамики) не ниже, чем $\tau_{СП} \leq 0,71$ с для РН «Союз-2.1а, б» и $\tau_{СП} \leq 0,45$ с для РН «Союз 2.1в» и РН «Ангара-1.2».

Фактор эффективности органов управления. Например, воздушные рули на начальном участке полета, когда скорость невелика, имеют низкую эффективность. То же будет и в конце полета первой ступени, когда плотность атмосферы падает, эффективность рулевых камер будет постоянна и независима от внешних условий. Поэтому воздушные рули используются как дополнительные, а не как основные органы управления РН «Союз-2.1а, б, в» и РН «Ангара-1.2».

Необходимо рассчитать различие в затратах КРТ на компенсацию возмущений при условии сокращения времени влияния перегрузочного контура на участке МСН.

Система стабилизации компенсирует возмущения: по скорости и ускорению движения ЦМ РН, по координатам (сносам) ЦМ РН, по угловому положению и угловым скоростям РН.

Выведем основные зависимости по перечисленным направлениям.

Компенсация набранных ускорений движения ЦМ из программных плоскостей. Рассчитаем интервал времени, за который будет скомпенсировано возмущение по ускорению ЦМ с помощью ОУ (изменением направления вектора тяги основного двигателя), по следующим формулам:

$$\tau_a = \frac{\Delta a_n \tau_{СП}}{a_{ср}}; \quad (33)$$

$$\Delta a_{\Pi} = a_{\Pi, \text{сум}}(t_{\text{к}}) - a_{\Pi, \text{сум}}(t_{\text{кд}}); \quad (34)$$

$$a_{\text{ср}} = N_{x_{\text{рн}}}(t_{\text{ср}}); \quad (35)$$

$$t_{\text{ср}} = \frac{1}{2}(t_{\text{кд}} + t_{\text{max}}). \quad (36)$$

Интервал времени, за который будет скомпенсировано суммарное возмущение по сносам и ускорениям ЦМ с помощью ОУ, можно рассчитать по формулам

$$\tau_0 = \frac{1}{a_{\text{ср}} \Delta \tau_{\text{к}} \tau_{\text{м}}} (\Delta a_{\Pi} \tau_{\text{сп}} \Delta \tau_{\text{к}} \tau_{\text{м}} + \Delta S_{\Pi} (\Delta \tau_{\text{к}} + \tau_{\text{м}})); \quad (37)$$

$$\Delta S_{\Pi} = S_{\Pi, \text{сум}}(t_{\text{к}}) - S_{\Pi, \text{сум}}(t_{\text{кд}}); \quad (38)$$

$$\tau_{\text{м}} = t_{\text{max}} - t_{\text{кд}}; \quad (39)$$

$$\Delta \tau_{\text{к}} = t_{\text{к}} - t_{\text{кд}}. \quad (40)$$

Однако как до перегрузочного контура, так и на МСН идет компенсация поперечных ускорений (без каких-либо изменений в алгоритме по ускорениям). Откуда следует, что в формуле (37) можно принять $\Delta a_{\Pi} = 0$. Тогда формула (37) упрощается к виду

$$\tau_0 = \frac{1}{a_{\text{ср}} \Delta \tau_{\text{к}} \tau_{\text{м}}} \Delta S_{\Pi} (\Delta \tau_{\text{к}} + \tau_{\text{м}}). \quad (41)$$

Алгоритм угловой стабилизации РН на МСН в таком случае не изменяется.

Экономию топлива за счет того, что основному двигателю не придется работать в течение интервала времени τ_0 для компенсации возмущений, набранных за интервал времени $\Delta \tau_{\text{к}}$ (по причине сокращения участка МСН), определим по формуле

$$\Delta M_{\text{КРТ}} = \tau_0 \dot{m}_1, \quad (42)$$

где $\Delta M_{\text{КРТ}}$ — суммарное количество КРТ, кг; \dot{m}_1 — секундный расход КРТ основным двигателем, кг/с.

Разработанная методика предлагает аналитический математический аппарат, основанный на линейной модели процессов. В целом же процесс преодоления атмосферы имеет ряд параметров нелинейного характера. В силу простоты метода и экспериментального характера исследования методическая погрешность не учитывается.

Данные статистики по изделиям РН «Союз-2.1в» и РН «Ангара-1.2» были объединены по принципу, описанному выше.

Имея полный массив телеметрии по испытаниям и аппаратные средства моделирования, можно использовать графико-аналитический метод определения дополнительных запасов КРТ, например, методом переноса динамики процессов компенсации ошибок стабилизации влево по шкале на интервал сокращения МСН $\Delta\tau_k$. В данном случае нелинейности уже не аппроксимируются в более простые зависимости, хотя после смещения шкалы времени их вид не обязательно будет коррелировать на 100 % с действительной динамикой для реального пуска при таких же условиях. Для получения результатов по графико-аналитической методике, скорее всего, будет оптимальным проведение экспериментов на аналого-цифровых стендах БАСУ предприятий-изготовителей.

Результаты расчетов экономии КРТ для первых ступеней РН. Приведем частные результаты расчетов по выбранным типам РН.

1. Для участка полета первой ступени РН «Ангара-1.2» (пуск 15.10.2022) возможно сокращение времени работы БАСУ в режиме перегрузочного контура на 25 с (интервал действия МСН не от 40-й до 120-й с, а от 40-й до 95-й с), что дает экономию КРТ в 47,67 кг (суммарно окислителя и горючего).

2. Для РН «Союз-2.1в» (пуск 29.03.2023) сокращение времени работы в режиме перегрузочного контура на 65 с (интервал МСН не от 50-й от 160-й с, а от 50-й до 95-й с) дает экономию КРТ в 71,47 кг (суммарно окислителя и горючего).

3. Для РН «Союз-2.1б» (пуск 02.12.2022) сокращение времени работы в режиме перегрузочного контура на 15 с (интервал МСН не от 48-й до 80-й с, а от 48-й до 65-й с) дает экономию КРТ в 45,92 кг (суммарно окислителя и горючего).

Результаты статистической обработки оценочных расчетов экономии КРТ на первых ступенях РН. Статистической обработке подвергались два массива результатов: по РН «Союз-2.1а, б» — 13 испытаний; по РН «Ангара-1.2» и РН «Союз-2.1в» — совместно 13 испытаний.

Результаты представлены в табл. 2 и 3 соответственно.

Исходя из предположения, что распределение таксономии соответствует нормальному закону [11, 12], рассчитаем доверительные границы статистики. Тогда пределы статистики D_m будут определяться выражением

$$D_m = M_{cp} \pm t_s^p S_{n-1}, \quad (43)$$

где M_{cp} — оценка математического ожидания статистики; t_s^p — квантиль Стьюдента уровня значимости p ; S_{n-1} — несмещенное СКО.

Таблица 2

№ п/п	Дата испытаний	Тип изделия	Экономия КРТ ($\Delta M_{\text{КРТ}}$), кг
1	28.11.2022	14A14 эт.1б	40,70
2	02.11.2022	14A14 эт.1б	80,60
3	23.03.2023	14A14 эт.1а	62,03
4	19.05.2022	14A14 эт.1а	18,84
5	10.10.2022	14A14 эт.1б	54,34
6	07.07.2022	14A14 эт.1б	68,20
7	25.11.2021	14A14 эт.1б	60,27
8	25.06.2021	14A14 эт.1б	49,05
9	02.02.2021	14A14 эт.1б	22,00
10	02.12.2022	14A14 эт.1а	45,92
11	07.04.2022	14A14 эт.1б	35,86
12	05.02.2022	14A14 эт.1а	43,49
13	07.08.2023	14A14 эт.1б	52,78
Результаты статистической обработки			
$n = 13$	Среднее: 48,86 кг	СКО (S_{n-1}): $\pm 17,54$ кг	–

Таблица 3

№ п/п	Дата испытаний	Тип изделия	Экономия КРТ ($\Delta M_{\text{крт}}$), кг
1	28.12.2013	14A15	107,98
2	29.03.2023	14A15	71,47
3	21.10.2022	14A15	90,68
4	05.12.2015	14A15	86,03
5	01.08.2022	14A15	55,66
6	23.06.2017	14A15	87,89
7	09.09.2021	14A15	74,50
8	29.03.2018	14A15	52,53
9	10.07.2019	14A15	115,74
10	25.11.2019	14A15	54,57
11	15.10.2022	14A125	47,67
12	29.04.2022	14A125	55,50
13	09.07.2014	14A125	35,52
Результаты статистической обработки			
$n = 13$	Среднее: 71,98 кг	СКО (S_{n-1}): $\pm 24,42$ кг	–

Зададим уровень значимости $p = 0,95$, тогда границы статистики будут следующие:

$$17,6 \text{ кг} \leq D_{m1} \leq 80,1 \text{ кг}.$$

Согласно анализу данных из табл. 2, незначительный выброс на 2-й точке практически соответствует правой границе статистики.

Исходя из предположения, что распределение таксономии соответствует нормальному закону, рассчитаем доверительные границы статистики. Пределы статистики D_m вычислим по формуле (43).

Задав уровень значимости $p = 0,95$, получим пределы статистики:

$$28,5 \text{ кг} \leq D_{m2} \leq 115,5 \text{ кг}.$$

Анализ данных, приведенных в табл. 3, показал, что незначительный выброс на 9-й точке практически соответствует правой границе интервала статистики.

Заключение. Данные статистической обработки по результатам пусков РН «Союз-2.1а, б, в» и РН «Ангара-1.2» подтверждают возможность экономии КРТ с помощью оптимизации управления полетом на участке работы первой ступени РН при прохождении плотных слоев атмосферы Земли. Ожидаемая экономия КРТ может составить от 70 до 116 кг для рассмотренных типов РН. Основным фактором, влияющим на результирующие показатели экономии КРТ на управлении СУ РН, является сокращение интервала работы особых алгоритмов управления для преодоления атмосферы на максимальных скоростных напорах.

Таким образом, предложенная модификация алгоритма АС СУ РН позволяет быстрее выйти из контура ограничения для оптимизации управления и уменьшения накопленных ошибок, что подтверждает достижение цели, поставленной при проведении исследования.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Сихарулидзе Ю.Г. *Баллистика и наведение летательных аппаратов*. Москва, Изд-во «БИНОМ. Лаборатория знаний», 2013, 407 с.
- [2] Аренс В.Д., Федоров С.М., Хитрик М.С. *Динамика систем управления ракет с бортовыми цифровыми вычислительными машинами*. Москва, Машиностроение, 1976, 272 с.
- [3] Кузовков Н.Т., Салычев О.С. *Инерциальная навигация и оптимальная фильтрация*. Москва, Машиностроение, 1982, 216 с.
- [4] *Машиностроение. Энциклопедия. В 40 т. Т. IV-22. Кн. 1: Ракетно-космическая техника*. Москва, Машиностроение, 2012, 925 с.
- [5] Айзенберг Я.Е., Сухоревый В.Г. *Проектирование систем стабилизации носителей космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1985, 223 с.
- [6] Суханов А.В., Дуга В.В., Кротова Л.В. Влияние возмущающих факторов, действующих при отделении боковых блоков РН «Союз-2», на оперативность поиска отделяющихся частей в районах падения. *Вестник ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина»*, 2023, № 1, с. 53–60.
- [7] Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Звягин Ф.В. *Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014, 518 с.

- [8] Лебедев А.А., Герасюта Н.Ф. *Баллистика ракет*. Москва, Машиностроение, 1970, 243 с.
- [9] Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г. *Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли*. Москва, Наука, 1987, 440 с.
- [10] Абрамов О.В., Бернацкий Ф.И., Здор В.В. *Параметрическая коррекция систем управления*. Москва, Энергоиздат, 1982, 175 с.
- [11] Пустыльник Е.И. *Статистические методы анализа и обработки наблюдений*. Москва, Изд-во Наука, 1968, 288с.
- [12] Вентцель Е.С. *Теория вероятностей*. Москва, Изд. центр «Академия», 2003, 576 с.

Статья поступила в редакцию 10.02.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Шакмаев И.В., Долголевец О.Н., Полехин А.А., Малацион И.В. Алгоритмическая оптимизация управления ракетой-носителем на активном участке траектории на этапе полета первой ступени. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 3. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2024-3-2345>

Шакмаев Игорь Витальевич — старший научный сотрудник научно-испытательного центра (информационно-аналитического обеспечения) в/ч 13991, г. Мирный-12, Архангельская область. Имеет более 80 научных публикаций в области динамики, баллистики и управлении движением летательных аппаратов. e-mail: Shiva112@yandex.ru

Долголевец Оксана Николаевна — младший научный сотрудник научно-испытательного центра (информационно-аналитического обеспечения) в/ч 13991, г. Мирный-12, Архангельская область. Область деятельности: динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов. e-mail: oksidjen7@mail.ru

Полехин Андрей Анатольевич — старший инженер-испытатель научно-испытательного центра (информационно-аналитического обеспечения) в/ч 13991, г. Мирный-12, Архангельская область. Область деятельности. Динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов. e-mail: polehin.andrey@mail.ru

Малацион Иван Вячеславович — начальник лаборатории научно-испытательного центра (информационно-аналитического обеспечения) в/ч 13991, г. Мирный-12, Архангельская область. Область деятельности: динамика, баллистика, управление движением летательных аппаратов. e-mail: cres2006@yandex.ru

Algorithmic optimization of the launch vehicle control at the trajectory active part during the first stage flight

© I.V. Shakmaev, O.N. Dolgolevets, A.A. Polekhin, I.V. Malatsion

First Scientific Test Center (Information and Analytical Support), Military Unit 13991,
Mirny-12, 164170, Arkhangelsk Region, Russian Federation

The paper considers a method in optimizing flight control of the launch vehicle first stage during the Earth's atmosphere passage. It was assessed using computation of the current maximum velocity pressure and lateral loads based on the actual values of velocity, angles of attack and glide of the Soyuz-2.1 a, b, c and Angara-1.2 launch vehicles, as well as of the atmosphere parameters. The launch vehicle flight control law is simplified in the maximum velocity pressure section. As a result, based on the results of calculations, feasibility of earlier restoration of operation of the control system "full" control law was identified using computation results to compensate for errors in velocity and drifts of the center of mass stabilization loop. A method is proposed to optimize the first stage flight control by varying the exit time of the control system "overload loop restrictions" mode. A possibility in saving propellant components of the presented launch vehicles by optimizing the flight control was considered for the selected launches.

Keywords: launch vehicle, overload circuit, lateral loads, maximum velocity head, rocket fuel components, active part of the trajectory, control system

REFERENCES

- [1] Sikharulidze Yu.G. *Ballistika i navedenie letatelnykh apparatov* [Aircraft ballistics and guidance]. Moscow, BINOM. Laboratoriya Znaniy Publ., 2013, 407 p.
- [2] Arens V.D., Fedorov S.M., Khitrik M.S. *Dinamika sistem upravleniya raket s bortovymi tsifrovymi vychislitelnyimi mashinami* [Dynamics of missile control systems with the on-board digital computers]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1976, 272 p.
- [3] Kuzovkov N.T., Salychev O.S. *Inertsialnaya navigatsiya i optimalnaya filtratsiya* [Inertial navigation and optimal filtering]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1982, 216 p.
- [4] *Mashinostroenie. Entsiklopediya. V 40 t. T. IV-22. Kn. 1: Raketno-kosmicheskaya tekhnika* [Mechanical Engineering. Encyclopedia. In 40 vols. Vol. IV-22. Book 1: Rocket and space technology]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2012, 925 p.
- [5] Aizenberg Ya.E., Sukhorebry V.G. *Proektirovanie sistem stabilizatsii nositeley kosmicheskikh apparatov* [Design of the spacecraft launch vehicle stabilization systems]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1985, 223 p.
- [6] Suhanov A.V., Duga V.V., Krotova L.V. Vliyaniye vozmushchayushchikh faktorov, deystvuyushchikh pri otdelenii bokovykh blokov RN "Soyuz-2", na operativnost poiska otdelyayushchikhsya chastey v rayone padeniya [Influence of disturbing factors acting during Soyuz-2 lateral units separation on search rapidness of separating parts in impact areas]. *Journal "Vestnik "NPO imeni S.A. Lavochkina"*, 2023, no. 1, pp. 53–60.
- [7] Lysenko L.N., Betanov V.V., Zvyagin F.V. *Teoreticheskie osnovy ballistiko-navigatsionnogo obespecheniya kosmicheskikh poletov* [Theoretical foundations of ballistic and navigation support for the space flights]. Moscow, BMSTU Publ., 2014, 518 p.
- [8] Lebedev A.A., Gerasyuta N.F. *Ballistika raket* [Missile ballistics]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1970, 243 p.

- [9] Appazov R.F., Sytin O.G. *Metody proektirovaniya traektoriy nositeley i sputnikov Zemli* [Methods for designing trajectories of carriers and Earth satellites]. Moscow, Nauka Publ., 1987, 440 p.
- [10] Abramov O.V., Bernatsky F.I., Zdor V.V. *Parametricheskaya korrektsiya sistem upravleniya* [Parametric correction of the control systems]. Moscow, Energoizdat Publ., 1982, 175 p.
- [11] Pustyl'nik E.I. *Statisticheskie metody analiza i obrabotki nablyudeniy* [Statistical methods for analyzing and processing observations]. Moscow, Nauka Publ., 1968, 288 p.
- [12] Ventzel E.S. *Teoriya veroyatnostey* [Probabilities theory]. Moscow, Akademiya Publ., 2003, 576 p.

Shakmaev I.V., Senior Researcher, Scientific Test Center (Information and Analytical Support), Military Unit 13991, Mirniy-12. He is the author of more than 80 scientific publications in dynamics, ballistics and flight control of the flight vehicles.
e-mail: Shiva112@yandex.ru

Dolgolevets O.N., Junior Researcher, Scientific Test Center (Information and Analytical Support), Military Unit 13991, Mirniy-12. Activity areas: dynamics, ballistics and flight control of the flight vehicles. e-mail: oksidjen7@mail.ru

Polekhin A.A., Senior Test Engineer, Scientific Test Center (Information and Analytical Support), Military Unit 13991, Mirniy-12. Activity areas: dynamics, ballistics and flight control of the flight vehicles. e-mail: polehin.andrey@mail.ru

Malatsion I.V., Head of Laboratory, Scientific Test Center (Information and Analytical Support), Military Unit 13991, Mirniy-12. Activity areas: dynamics, ballistics and flight control of the flight vehicles. e-mail: cres2006@yandex.ru