

ПОВЫШЕНИЕ ГРУЗОПОДЪЕМНОСТИ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ ПУТЁМ ОПТИМИЗАЦИИ СТРАТЕГИИ УПРАВЛЕНИЯ РАСХОДОВАНИЕМ ТОПЛИВА

© 2022 А.И. Чадаев, Е.И. Тропова

Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова РАН, г. Москва, Россия

Статья поступила в редакцию 26.05.2022

В статье рассматривается одна из возможностей повышения грузоподъемности ракеты-носителя (РН). Традиционные пути улучшения энергетических характеристик ракет – совершенствование топлива, двигателя и самой ракеты [1]. При разработке первых мощных РН стал развиваться и другой путь, дающий заметный дополнительный прирост энергетических характеристик ракеты за счёт применения методов и средств управления [2]. Для реализации этого пути следует так управлять расходом топлива, режимами работы жидкостного двигателя (ЖРД) и моментами отсечки двигателей (с отбросом отработавших частей ракеты), чтобы стало возможным достижение максимальной скорости ракеты к концу активного участка полёта. За счёт этого обеспечивается выведение на орбиту космических объектов наибольшей массы – обеспечивается предельно достижимая грузоподъемность РН. Бортовые автоматические системы, в той или иной мере реализующие такое управление, называются «системы управления расходом топлива» (СУРТ). В данной статье анализируется возможность повышения грузоподъемности моноблочной жидкостной РН, связанная с переходом от традиционной стратегии управления расходом топлива к оптимальной. Приводятся результаты анализа оптимальной стратегии управления расходом топлива.

Ключевые слова: Ракета-носитель, жидкостный ракетный двигатель, система управления расходом топлива, стратегия управления, удельный импульс тяги, коэффициент соотношения расходов компонентов топлива.

DOI: 10.37313/1990-5378-2022-24-4-168-172

ВВЕДЕНИЕ

Основными возможностями дальнейшего повышения энергетических характеристик жидкостных РН являются следующие [3]:

- реализация полной выработки топлива жидкостной ракеты, когда двигатели нижних ступеней выключаются по равномерной информации СУРТ так, чтобы обеспечить возможно меньший остаток топлива в баках этих ступеней, а двигатель последней ступени выключается только по текущей информации о траекторных координатах с тем, чтобы обеспечить требуемые конечные условия выведения полезной нагрузки;

- программирование (систематическое изменение во времени работы двигателя) текущего соотношения K массовых расходов компонентов топлива ракетного блока. Возможность повышения энергетических характеристик РН посредством программирования $K(t)$ соотношения расходов компонентов топлива появляется в случае, когда соотношение $K_{ном}$ но-

минальных масс рабочих запасов топлива на ракетном блоке не совпадает с тем соотношением K^* , которое соответствует максимальному удельному импульсу тяги жидкостного ракетного двигателя (ЖРД).

В данной же статье рассматривается возможность повышения грузоподъемности моноблочной жидкостной РН, связанная с переходом от классической (традиционной) стратегии управления расходом топлива, исходящей из приоритета критерия минимизации случайных отклонений $\delta K(t)$ от номинала коэффициента соотношения расходов компонентов топлива, – к обновлённой стратегии с приоритетом критерия минимизации потерь в грузоподъемности ракетного блока, вызванных отклонением удельного импульса тяги из-за случайных отклонений $\delta K(t)$ в процессе регулирования опорожнения баков.

Удельный импульс тяги большинства применяемых в ракетной технике маршевых двигателей РН в характерных для использования таких двигателей режимах слабо зависит от соотношения массовых расходов компонентов топлива. Регулирование опорожнением баков ракет с такими двигателями производят с использованием стратегии управления, предусматривающей – с целью минимизации отклонения (от номинала) соотношения расходов – линейное умень-

Чадаев Александр Иванович, кандидат технических наук, старший научный сотрудник лаборатории терминальных систем управления. E-mail: vladguc@ipu.ru
Тропова Елена Ивановна, научный сотрудник лаборатории терминальных систем управления. E-mail: vladguc@ipu.ru

шение рассогласования объемов жидкостей в баках до нуля в момент опорожнения баков.

Другими словами, считают, что потребное для компенсации рассогласования объемов (а точнее, оценки рассогласования) отклонение соотношения массовых расходов от номинального для двигателя значения $K_{ном}$ коэффициента соотношения расходов должно быть постоянным в течение процесса регулирования. Подчеркнем, что сказанное относится лишь к стратегии, «тенденции» управления. В реальных условиях действие случайных помех и возмущений существенно искажает описанную идеальную картину процесса регулирования опорожнения баков. Тем не менее, эта стратегия является оптимальной для ракет с двигателями, удельный импульс тяги которых мало зависит от соотношения массовых расходов компонентов топлива в диапазоне его изменения при регулировании опорожнения баков.

Для тех двигателей, которые характеризуются сильной зависимостью удельного импульса тяги от соотношения расходов, оптимальная стратегия управления расходом топлива будет иной.

Отклонение δK коэффициента соотношения расходов от номинального значения $K_{ном}$, возникающее при регулировании опорожнения баков, обычно приводит к уменьшению удельного импульса тяги и, следовательно, к потерям в скорости. Величина $K_{ном}$, как правило, весьма близка (или в точности равна) тому значению K^* соотношения, при котором достигается максимальное значение удельного импульса тяги двигателя. Однако влияние отклонения удельного импульса тяги на скорость ракеты зависит от текущей массы $G(t)$ ракеты: оно увеличивается к концу работы ЖРД. Поэтому, очевидно, оптимальная стратегия управления расходом топлива должна приводить к повышенным отклонениям δK в начале процесса регулирования опорожнения баков (когда влияние удельного импульса тяги на скорость ракеты относительно мало) и меньшим отклонением δK к концу процесса.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В отличие от [2] будем учитывать начальные возмущения в виде начального рассогласования объемов компонентов топлива.

Перейдем к математической постановке задачи. Положим, что в процессе регулирования опорожнения баков в момент времени t вычисляется некоторое потребное для компенсации относительного рассогласования $\delta V(t)$ объемов компонентов топлива относительное отклонение коэффициента соотношения расходов $\delta K_{зад}(t)$. Это означает, что функция $\delta K(t)$, характеризую-

щая регулирование опорожнения баков на интервале $\tau \in (t, T)$, должна удовлетворять условию

$$\frac{1}{T-t} \int_t^T \delta K(\tau) d\tau = \delta K_{зад}(t). \quad (1)$$

Будем определять функцию $\delta K(\tau)$ такую, чтобы изменение кажущейся скорости РН ΔW , вызванное уменьшением удельного импульса тяги в процессе регулирования опорожнения баков было минимальным:

$$\Delta W[\delta K(\tau)] = \min. \quad (2)$$

Условие (2) с учетом типовой аппроксимационной зависимости удельного импульса тяги $J_{уд}$ (на безатмосферном участке полета РН) от коэффициента соотношения расходов компонентов топлива

$$J_{уд} = J_{ном} (1 + \alpha \delta K^2 + b \delta K), \quad (3)$$

где $J_{ном}$ – номинальное значение $J_{уд}$; α, b – коэффициенты аппроксимационной зависимости, представим в виде

$$\Delta W = \int_t^T \frac{g J_{ном} (\alpha \delta K^2(\tau) + b \delta K(\tau))}{G(\tau)} \dot{G} d\tau,$$

где g – ускорение силы тяжести; $G(t)$ – текущее значение массы РН; \dot{G} – номинальное значение суммарного расхода компонентов топлива.

Для нахождения функции $\delta K(t)$ на интервале $\tau \in [t, T]$ для всех возможных t достаточно найти $\delta K(t)$ на интервале $\tau \in [0, T]$. Введем вспомогательную переменную

$$x(t) = \frac{1}{T} \int_0^t \delta K(\tau) d\tau,$$

при граничных условиях $x(0) = 0, x(T) = \delta K_{зад}$, и будем определять функцию $x(t)$, обеспечивающую минимум функционала

$$\int_0^T \epsilon(t) dt = \int_0^T \frac{g J_{ном} (\alpha x'^2(t) T^2 + b x'(t) T)}{G(t)} \dot{G} dt, \quad x'(t) = \frac{dx(t)}{dt}. \quad (4)$$

Уравнение Эйлера для функционала (4) имеет вид

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial \epsilon(t)}{\partial x'} = 0. \quad (5)$$

Решая уравнение (5) с учётом взятия частной производной по x' от подынтегрального выражения (4) [4] получаем

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial x'} \left(g J_{ном} \frac{\alpha x'^2(t) T^2 + b x'(t) T}{G(t)} \right) &= \\ &= g J_{ном} \frac{2\alpha x' T^2 + b T}{G(t)}. \end{aligned} \quad (6)$$

При дифференцировании по t правой части соотношения (6) и использовании равенства (см. (5))

$$\frac{d}{dt} \left(g_{\text{ном}}^J \frac{2\alpha x'T^2 + bT}{G(t)} \right) = 0$$

получаем

$$\frac{dx'(t)}{x'(t) + \frac{b}{2\alpha T}} - \frac{dG(t)}{G(t)} = 0. \quad (7)$$

Интегрируя (7), получаем

$$\ln \left(x'(t) + \frac{b}{2\alpha T} \right) - \ln(G(t)) = \ln C_1$$

(C_1 – произвольная постоянная), откуда следует

$$x'(t) = C_1 G(t) - \frac{b}{2\alpha T}. \quad (8)$$

Интегрируем (8) с учетом, что $G(\tau) = G_0 - \dot{G}\tau$, $\dot{G} = \text{const}$:

$$\begin{aligned} x(t) &= \int_0^t \left(C_1 G(\tau) - \frac{b}{\alpha T} \right) d\tau = \\ &= C_1 G_0 \tau \Big|_0^t - C_1 \dot{G} \frac{\tau^2}{2} \Big|_0^t - \frac{b\tau}{\alpha T} \Big|_0^t = \\ &= C_1 G_0 t - C_1 \dot{G} \frac{t^2}{2} - \frac{bt}{\alpha T} + C. \quad (9) \end{aligned}$$

С использованием граничных условий $x(0) = 0$, $x(T) = \delta K_{\text{зад}}$ определяем входящие в (9) постоянные интегрирования:

$$C = 0, \quad C_1 = \frac{\delta K_{\text{зад}} + \frac{b}{2\alpha}}{G_0 T - \dot{G} \frac{T^2}{2}}.$$

После подстановки C и C_1 в (9) получаем

$$x(t) = \frac{2 \left(\delta K_{\text{зад}} + \frac{b}{2\alpha} \right)}{T(2G_0 - \dot{G}T)} \left(G_0 t - \dot{G} \frac{t^2}{2} \right) - \frac{b}{2\alpha T} t. \quad (10)$$

Дифференцируя $x(t)$ по t , с учетом равенства $\delta K(t) = x'(t)T$ получаем

$$\begin{aligned} \delta K(t) &= \frac{2 \left(\delta K_{\text{зад}} + \frac{b}{2\alpha} \right)}{2(G_0 - \dot{G}T)} G(t) - \frac{b}{2\alpha} = \\ &= \frac{2\delta K_{\text{зад}} G(t)}{G_0 + G_{\text{к}}} + \frac{b}{2\alpha} \left(\frac{2G(t)}{G_0 + G_{\text{к}}} - 1 \right). \quad (11) \end{aligned}$$

После введения обозначений $\mu = \frac{G(t)}{G_0}$, $\mu_{\text{к}} = \frac{G(T)}{G_0}$ уравнение (11) приводится к виду

$$\delta K(t) = \frac{2\delta K_{\text{зад}} \mu}{1 + \mu_{\text{к}}} + \frac{b}{2\alpha} \left(2 \frac{\mu}{1 + \mu_{\text{к}}} - 1 \right), \quad (12)$$

где μ – текущее значение относительной массы РН; $\mu_{\text{к}}$ – конечное значение этой массы.

Таким образом, оптимальная стратегия управления расходом топлива моноблочной жидкостной РН предопределяет – в условиях отсутствия ошибок измерения и параметрических возмущений – линейное (относительно текущей массы РН) изменение соотношения расходов компонентов топлива в соответствии с законом (12).

АНАЛИЗ ОПТИМАЛЬНОЙ СТРАТЕГИИ УПРАВЛЕНИЯ РАСХОДОВАНИЕМ ТОПЛИВА РН

1. Первый член в законе (12):

$$\delta K(t) = \frac{2\delta K_{\text{зад}}}{1 + \mu_{\text{к}}} \mu, \quad (13)$$

где $\delta K_{\text{зад}} = -\delta V(0)$, задает оптимальную (по критерию (2)) стратегию регулирования опорожнения баков при парировании действия на процесс расходования топлива случайных возмущающих факторов (в данном случае – случайного начального рассогласования объемов $\delta V(0)$ компонентов топлива). В отличие от используемой ныне в РКТ стратегии

$$\delta K(t) = -\delta V(0), \quad (14)$$

обеспечивающей синхронизацию опорожнения баков окислителя и горючего ракетного блока при минимальном отклонении δK от номинала коэффициента соотношения расходов компонентов топлива, стратегия (13) при своем исполнении приводит к повышенным (сравнительно с (14)) отклонениям от номинала соотношения расходов компонентов топлива на начальном участке регулирования опорожнения баков и к пониженным – на конечном участке. В частности, при исполнении стратегии (13)

$$\delta K(0) = -\frac{2}{1 + \mu_{\text{к}}} \delta V(0),$$

$$\delta K(T) = -\frac{2\mu_{\text{к}}}{1 + \mu_{\text{к}}} \delta V(0), \quad \mu_{\text{к}} \leq 1.$$

В вырожденном случае $\mu_{\text{к}} = 1$ обе стратегии ((13) и (14)) совпадают.

Для численного оценивания эффективности перехода от традиционной стратегии (14) регулирования опорожнения баков к оптимальной стратегии (13) рассмотрим набор гипотетических ракетных блоков ($\mu_{\text{к}} = \text{var}$) с одним и тем же ЖРД, номинальное соотношение $K_{\text{ном}}$ расходов компонентов топлива в котором совпадает с оптимальным K^* : тогда в формуле (3) $b = 0$ и

$$\Delta J = J_{уд} - J_{ном} = \alpha \delta K^2, \quad \alpha < 0. \quad (15)$$

Введем безразмерный коэффициент

$$r = \frac{\Delta G_{ПГ} / G_{ПГ}}{\alpha \delta K^2 / J_{ном}},$$

характеризующий относительное отклонение массы $G_{ПГ}$ полезного груза ракетного блока, вызванное снижением (15) удельного импульса тяги при регулировании опорожнения баков.

В табл. 1 представлены результаты расчетов коэффициента r при двух стратегиях (традиционной (14) и оптимальной (13)) регулирования опорожнения баков для ракетных блоков, характеризующихся различными значениями параметра $\mu_k = G(T)/G_0$.

Данные таблицы показывают, что компенсация случайного рассогласования $\delta V(0)$ объемов компонентов топлива посредством изменения соотношения расходов в соответствии с (13) позволяет уменьшить случайные потери $\Delta G_{ПГ}$ в массе полезного груза по сравнению с традиционной стратегией (14) регулирования опорожнения баков, предусматривающей постоянное в процессе опорожнения отклонение соотношения расходов компонентов топлива от номинального значения. Из таблицы также следует, что выигрыш Δr от применения оптимальной стратегии (13) тем выше, чем меньше значение μ_k , т.е. чем совершеннее конструкция ракетного блока.

2. Второе слагаемое в законе (12)

$$\delta K(t) = \frac{b}{2\alpha} \left(2 \frac{\mu}{1 + \mu_k} - 1 \right) \quad (16)$$

отражает возможность повышения энергетических характеристик ракетного блока за счет программного (систематического) изменения (во времени работы ЖРД блока) соотношения рас-

ходов компонентов топлива. Впрочем, правильнее было бы утверждать, что соотношение (16) указывает на возможность снижения потерь в энергетике ракетного блока, вызванных смещением – относительно номинального (заправочного) коэффициента соотношения $K_{ном}$ – того значения K^* соотношения расходов компонентов топлива, при котором достигается максимум удельного импульса тяги ЖРД (см. (3)):

$$\Delta K^* = K^* - K_{ном} = -\frac{b}{2\alpha} K_{ном}. \quad (17)$$

Диапазон программируемого изменения (16) соотношения $\delta K(t)$ в процессе опорожнения баков

$$\begin{aligned} \text{от } \delta K(0) &= \frac{b}{2\alpha} \frac{1 - \mu_k}{1 + \mu_k} \\ \text{до } \delta K(T) &= -\frac{b}{2\alpha} \frac{1 - \mu_k}{1 + \mu_k} \end{aligned}$$

тем больше, чем сильнее отличие K^* от $K_{ном}$ (см. (17)) и чем «совершеннее» конструкция ракетного блока, т.е. чем меньше относительная конечная масса $\mu(T) = \mu_k$ блока; в предельном случае при $\mu_k = 0$ опорожнение баков должно заканчиваться при $K(T) = K^*$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Таким образом, энергетические характеристики жидкостной моноблочной РН могут быть повышены путём программирования изменения относительного отклонения от номинала коэффициента соотношения расходов компонентов топлива, а именно, повышенных отклонений на начальном участке регулирования опорожнения баков и пониженных – на конечном участке.

Таблица 1. Значения коэффициента r при традиционной и оптимальной стратегиях регулирования

μ_k	Величина r при стратегиях регулирования опорожнения баков		Выигрыш в Δr при переходе от традиционной к оптимальной стратегии
	традиционной (14)	оптимальной (13)	
0,4	1,31	1,23	0,08
0,3	1,71	1,54	0,17
0,2	2,30	1,90	0,40
0,1	3,28	2,49	0,79
0,05	4,28	2,62	1,66

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Черток Б.Е. Ракеты и люди (в 4-х тт.). М.: Машиностроение, 1999.
2. Бортовые терминальные системы управления (принципы построения и элементы теории) / Б.Н. Петров, Ю.П. Портнов-Соколов, А.Я. Андриенко, В.П. Иванов. М.: Машиностроение, 1983. 200 с.
3. Андриенко А.Я., Иванов В.П. Совершенствование энергетических характеристик жидкостных ракет средствами автоматического управления // Проблемы управления. 2009. №1. С. 66-71, №2. С. 59-65.
4. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике (для научных работников и инженеров). М.: Наука, 1973. 831 с.

INCREASE THE LOAD-CARRYING CAPACITY OF THE LAUNCH VEHICLE BY OPTIMIZING THE FUEL CONSUMPTION STRATEGY

© 2022 A.I. Chadaev, E.I. Tropova

V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences of Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

The article considers one of the possibilities for increasing the in load-carrying capacity of the launch vehicle. Traditional ways to improve the energy characteristics of rocket are to improve the fuel, engine and rocket itself. During the development of the first powerful launch vehicles, another path began to develop, giving a noticeable additional increase in the energy characteristics of the rocket due to the use of methods controls. To implement this path, it is necessary to control the consumption of fuel, the operating modes of the liquid engine and the moments of cutting off the engines with the discard of spent parts of the rocket, so that it becomes possible to achieve the maximum rocket speed by the end of the active flight section. Due to this, it is possible to launch the largest mass of space objects into orbit - the maximum achievable carrying capacity of the launch vehicle is provided. On-board automatic systems that implement such control to one degree or another are called "fuel consumption control systems". This article analyzes the possibility of increasing the load capacity of a monoblock liquid-propellant launch vehicle, associated with the transition from a traditional fuel consumption strategy to an optimal one. The results of the analysis of the optimal fuel consumption strategy are presented.

Keywords: launch vehicle, liquid propellant rocket engine, propellant-consumption control system, strategy control, specific thrust impulse, fuel-oxidant ratio.

DOI: 10.37313/1990-5378-2022-24-4-168-172

Aleksandr Chadaev, Candidate of Technics, Senior Research Associate of the Laboratory Terminal Control Systems. E-mail: vladguc@ipu.ru

Elena Tropova, Research Associate of the Laboratory Terminal Control Systems. E-mail: vladguc@ipu.ru