

ОЦЕНКА БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ГЛУБОКИМ ДРОССЕЛИРОВАНИЕМ ТЯГИ НА ПЕРВЫХ СТУПЕНЯХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Постановка проблемы в общем виде и ее связь с важными научными и практическими заданиями. При формировании облика ракеты одной из основных проблем, которые приходится решать проектировщику, является выбор двигателя [1]. В последнее время появился большой интерес к глубокому гибкому регулированию тяги и соотношений компонентов топлива «в широком диапазоне на протяжении всего полета ступени» в целях «оптимизации траектории ракеты-носителя» (РН) [2]. Необходимость в таком регулировании высказывается в основном специалистами в области двигателестроения. В то же время практически не присутствуют какие-либо оценки баллистической целесообразности применения таких двигателей. Проблема, по сути, состоит в определении потребных уровней тяги по траектории полета РН. В свою очередь, выбор уровней тяги подчинен принятому критерию оценки эффективности разрабатываемой сложной технической системы, коей является РН или в которую она входит в качестве подсистемы.

Анализ последних исследований и публикаций. С теоретической точки зрения проблема управления тягой ракет - центральная проблема ракетодинамики и механики космического полета [2]. Применительно к практике вопрос стоит так: для решения каких баллистических задач необходимо глубокое гибкое регулирование тяги (ГГРТ). Задачи определяют критерии оптимальности траектории полета, которым соответствует оптимальное управление. Именно вид, характер этого управления и определяет необходимые уровни тяги, которые, в свою очередь, определяют требования к двигателю.

В настоящее время уже известны основные технические решения по обеспечению гибкого регулирования тяги большой глубины как для жидкостных ракетных двигателей [2], так и для двигателей на твердом и пастообразном топливах [4], [5]. В [5] отмечено, что перевод на желеподобное топливо ракетной двигательной установки посадочного модуля «Apollo» обеспечило повышение ее эффективности на 40% в тех случаях ограничений на ее габариты.

Известен способ выведения полезной нагрузки на орбиту с помощью гибридной многофункциональной жидкостной ракеты-носителя, предполагающий дросселирование центральных двигателей до уровня от 30 до 50% от номинальной тяги [6].

В решении поставленной проблемы определяющим является вид оптимальной траектории полета, соответствующее ему оптимальное управление. Этим вопросам посвящено большое число публикаций (см., например, обзор [7]). Оценки эффективности того или иного вида управления можно найти применительно к конкретным разработкам, как, например, в [8].

Применительно к цели данного исследования отметим, что в [9] с теоретических позиций достаточно всесторонне, но с общих позиций, была рассмотрена проблема баллистическая целесообразность глубокого гибкого регулирования маршевых двигателей ракет-носителей. Там же отмечено, что для первых ступеней РН, совершающих полет в достаточно плотных слоях атмосферы, оптимальная величина расхода топлива должна быть максимальной [7]. При этом практически реализуемым оказывается режим с конечным числом переключений между малым и нулевым уровнями тяги. Учет

же ограничений на величины скоростного напора и/или перегрузки требует ГГРТ, что использовано в [4]. Поэтому вопрос о баллистической целесообразности глубокого гибкого регулирования маршевых двигателей первых ступеней РН, совершающих основную полет в плотных слоях атмосферы, остался еще не до конца изученным.

Целью настоящего исследования является определение баллистической целесообразности ГГРТ маршевых двигателей первой ступени РН.

Изложение основного материала исследований. Традиционно полет первой ступени РН совершается по заранее рассчитанной программе угла тангажа (в дальнейшем – программе тангажа) $\varphi_{ПР}(t)$, где t – текущее время полета, обеспечивающей для большей части траектории движения, с началом участка больших скоростных напоров и до момента разделения ступеней, угол атаки $\alpha = 0$ (так называемый гравитационный разворот).

Типовой вид такой традиционной программы тангажа на участке полета первой ступени (F_i), а также вид соответствующей ей типовой программы угла атаки $\alpha(t)$ (Alfa), представлены на рисунках 1, 2.

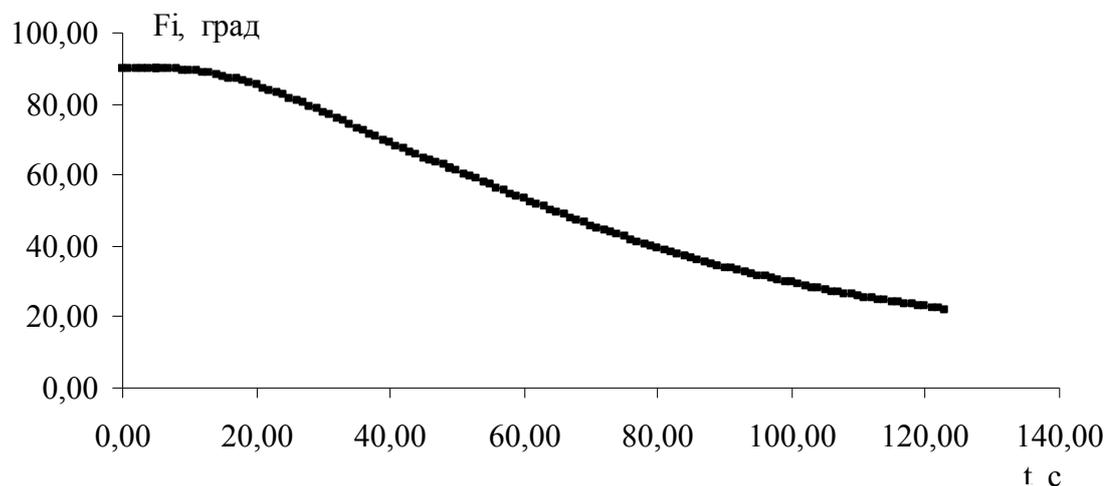


Рис. 1. Типовая программа тангажа на участке полета первой ступени

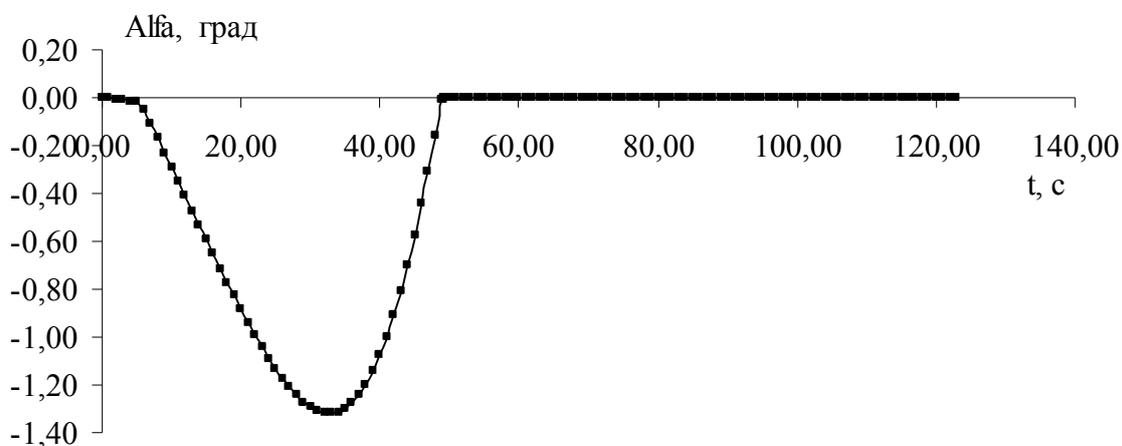


Рис. 2. Типовая зависимость угла атаки на участке полета первой ступени

В то же время известно [10], что введение на рассматриваемом участке полета, программ тангажа, обеспечивающих углы атаки отличные от нуля, обеспечивает определенный выигрыш в энергетике (массе полезной нагрузки). Но реализация такой программы требует специальных мер по обеспечению выполнения ограничений на параметры движения, в первую очередь – по максимальной допустимой величине скоростного напора. Возможность проведения глубокого дросселирования тяги решает эту проблему. Тогда возникает два вопроса: о необходимой глубине дросселирования и о энергетической эффективности такого решения.

Поэтому **поставим задачу** оценки глубины дросселирования тяги маршевого двигателя первой ступени РН и возможности выигрыша в энергетике применительно к формированию полета РН с учетом ряда ограничений на параметры движения, как-то:

- по угловой скорости разворота продольной оси РН

$$|\dot{\phi}(t)| \leq \dot{\phi}_{\max}, \quad (1)$$

где t – текущее время движения; $\dot{\phi}$ – угловая скорость тангажа; $\dot{\phi}_{\max}$ – максимальное допустимое значение угловой скорости тангажа;

- по текущей величине скоростного напора

$$q \leq q_{\max} \quad (2)$$

и углу атаки

$$|q \cdot \alpha| \leq C = \text{const}, \quad (3)$$

где α – угол атаки.

Аналитически задача практически не решается. Возможно только численное решение, которое можно провести на каком-то модельном или конкретном примере. В качестве примера принята гипотетическая РН с характеристиками близкими к ракете типа «Циклон-3» [11] в предположении, что маршевая двигательная установка ее первой ступени допускает мгновенное дросселирование тяги необходимой глубины и такая РН обеспечивает выведение полезной нагрузки (ПН) на геостационарную орбиту (ГСО).

Исследования проводились численным путем на программной реализации математической модели движения центра масс (ЦМ) РН. За основу принята такая модель без учета вращения Земли, предполагающая, что движение происходит в поле притяжения сферической Земли, а атмосфера учитывается до высоты около 90 км.

Математическая модель прогноза движения имеет вид:

$$\begin{cases} \frac{dV}{dt} = \frac{P \cos \alpha - X}{m} - g \sin \vartheta, \\ \frac{d\vartheta}{dt} = \frac{P \sin \alpha + Y}{mV} + \left(\frac{V}{r} - \frac{g}{V} \right) \cos \vartheta, \\ \frac{dh}{dt} = V \sin \vartheta, \\ \frac{dm}{dt} = -\beta, \end{cases} \quad (4)$$

где t – текущий момент времени ($t_0 \leq t \leq t_k$, t_0 – время старта, t_k – время выключения двигателя); V – модуль вектора скорости; ϑ – угол наклона вектора скорости к местному горизонту; h – высота центра масс РН над поверхностью Земли; m – масса РН в момент времени t ; $g = g_0 \frac{R_E^2}{r^2}$ – ускорение свободного падения; $r = R_E + h$ – расстояние от центра масс РН до центра Земли; $\alpha = \varphi_{np} - \vartheta + \delta$ – угол атаки; φ_{np} – программное значение угла тангажа (угол между вектором тяги в момент времени t и местным горизонтом в момент старта $t = t_0$); $P = P_n(t) - S_\alpha p(h)$ – суммарная тяга двигательной установки (ДУ) на высоте h ; $P_n(t)$ – значение тяги ДУ в пустоте в момент времени t ; $X = qc_x S_m$ – сила лобового сопротивления; $Y = qc_y S_m$ – подъемная сила; $q = \rho(h) \frac{V^2}{2}$ – скоростной напор; c_x, c_y – аэродинамические коэффициенты, зависящие от числа Маха M , угла атаки α и высоты h ; $M = \frac{V}{a}$ – число Маха; a – скорость звука на высоте h ; $\rho(h)$ – плотность атмосферы в зависимости от h ; $p(h)$ – давление атмосферы в зависимости от h ; S_m – площадь миделя; S_α – площадь выходного сечения сопла; $g_0 = 9,81 \text{ м/с}^2$; $R_E = 6371110 \text{ м}$ – радиус Земли.

Траектория рассчитывается интегрированием системы уравнений (4). На основе вышесказанного модель прогноза сокращенно может быть записана так:

$$\tilde{x}_{ki}(\varphi_{0i}, \dot{\varphi}_{0i}, t_i, t_k) = \text{Pr ognoz}(\vec{x}_{oi}, t_i, t_k) = \text{Integr}(\vec{x}_{oi}, t_i, t_k, \hat{\tau}), \quad (5)$$

где *Integr* – выбранный метод интегрирования системы уравнений (4).

Для решения поставленной задачи потребовалась разработка специальной программы угла тангажа. На первом интервале движения $[t_0, t_1]$ осуществляется вертикальный полет РН до момента времени $t = t_1$. Время t_1 выбирается так, чтобы выполнить условия обеспечения безопасности сооружения стартового комплекса за счет достижения необходимых значений одного из параметров движения: времени, скорости или высоты. На этом участке программный угол $\varphi_{np}(t) = \frac{\pi}{2} = \text{const}$ и угол атаки $\alpha = 0$.

На втором интервале движения $[t_1, t_k]$ рассчитываются параметры программы угла тангажа, имеющей линейную по времени зависимость:

$$\tilde{\varphi}_{np}(t) = a + b \cdot t, \quad t \in [t_0, t_k], \quad (6)$$

где a, b – параметры программы.

Параметры a, b рассчитываются путем оптимизации функционала вида:

$$J(t_i) = \max_{a,b} \{m_{PL}(a, b, t_0, t_k)\}, \quad (7)$$

где m_{PL} – масса полезной нагрузки РН.

Очевидно, что на качество прогноза (точность, быстродействие, объем требуемой памяти) будет оказывать влияние выбор метода интегрирования и его параметров, в первую очередь – величина шага интегрирования. При баллистических расчетах хорошо зарекомендовал себя такой метод интегрирования, как метод Рунге-Кутты 4-го порядка.

Математическая модель (4) проверена на практике при баллистическом проектировании и натурных испытаниях, поэтому ее применение позволяет повысить надежность вычислений.

Оптимизация параметров программы тангажа проводилась методом Нелдера-Мида (МНМ) из условия обеспечения максимума массы ПН РН. Рассчитывалась траектория выведения на геостационарную орбиту.

В процессе исследований варьировалось значение q_{max} (на рисунках обозначено как Q) в диапазоне от 30000 Н/м² до 100000 Н/м². При достижении скоростного напора q принятого значения q_{max} тяга подбиралась из условия равенства ему.

На рисунке 3 показаны полученные программы тангажа.

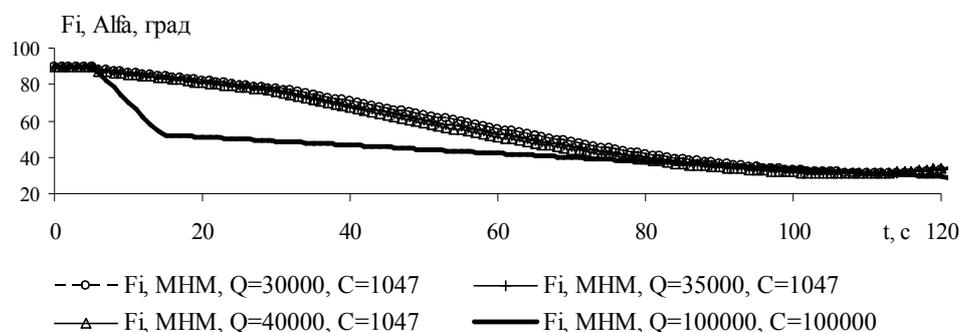


Рис. 3. Программы тангажа для разных предельных значений скоростного напора

На рисунке 4 показано изменение скоростного напора, соответствующее полученным программам тангажа, а на рисунке 5 – соответствующее им относительное изменение глубины дросселирования, обозначенное как P_d/P .

Сформированное управление обеспечивает прирост массы ПН до 30 кг при уменьшении тяги до уровня 70% от номинального значения.

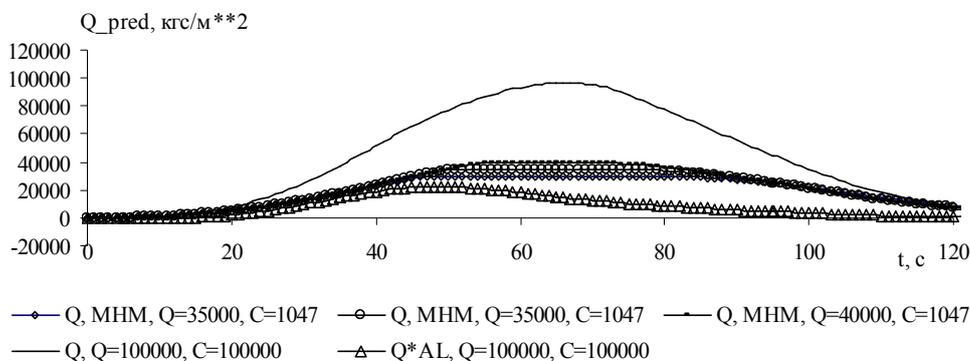


Рис. 4. Изменение скоростного напора для его различных предельных значений

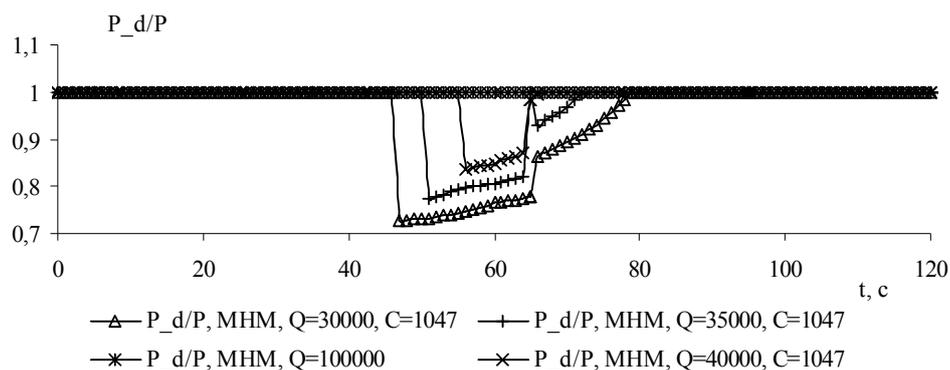


Рис. 5. Изменение глубины дроселирования для разных предельных значений скоростного напора

Анализ результатов исследования позволяет сделать следующие **выводы**. Применение ГРТ на первой ступени РН, совершающей полет в плотных слоях атмосферы, при наличии ограничений на допустимую величину скоростного напора позволяет в целом повысить энергетические характеристики ракеты за счет обеспечения возможности реализации ненулевых программ угла атаки на участке максимальных значений рассматриваемого параметра. В абсолютном выражении прирост массы ПН при выведении на ГСО выражается сравнительно небольшой величиной, что не снижает значения положительного характера достигнутого результата. Действительно, в настоящее время основные резервы повышения энергетической эффективности современных РН практически исчерпаны и цена какого-либо ее улучшения резко возрастает. Учитывая, что на существующих жидкостных РН применяется регулирование тяги в пределах единиц процента, в относительном выражении увеличение уровня дроселирования на 1% обеспечивает увеличение массы ПН приблизительно на 12 кг. С учетом стоимости килограмма веса при выведении на ГСО использование предложенного решения представляется оправданным экономически. Таким образом, полученный результат в целом показывает баллистическую и экономическую целесообразность применения глубокого гибкого регулирования тяги двигателя на первой ступени РН при условии введения вышеуказанного метода формирования угла тангажа.

Учитывая, что в расчетах не учтены потребные весовые затраты на техническую реализацию дроселирования тяги полученной глубины и изменение удельного импульса тяги двигателя, **дальнейшие исследования** должны быть направлены на получение уточненных оценок.

Литература: 1. Губанов Б. И. Триумф и трагедия «Энергии»: В 4 т. – Нижний Новгород: Издательство Нижегородского ин-та экономического развития, 1999.– Т. 2 : Космос приоткрывает дверь. – 237 с. 2. Громыко Б. Перспективная система регулирования жидкостных реактивных двигателей / Б. Громыко, А. Кириллов, В. Кириллов и др./ Двигатель. – 2001. - № 5 (17). – С. 28 – 30. 3. Кифоренко Б.Н., Харитонов А.М. Управление тягой жидкостных ракетных двигателей: моделирование и оптимизация / Б.Н. Кифоренко, А.М. Харитонов / Проблемы управления и информатики. – 1997. 4. Пат. 48295 Україна МПК 7 F 02 K 9/26, 9/32, 9/70, 9/95. Ракетна рушійна установка на пастоподібному паливі / А. М. Іванченко. № 99074320. Заявлено 27.07.1999; Опубл. 15.08.2002 / Бюл. № 8. 5. Пат. 69765А Україна МПК 7 F 02 K 9/26, 9/32, 9/70, 9/95. Ракетна рушійна установка на пастоподібному паливі / А. М. Іванченко, В. І. Кукушкін. № 20031210897. Заявлено 01.12.2003; Опубл. 15.09.2004 / Бюл. № 9. 6. Пат. 6581881 США МПК 7 B64G 1/40. Способ выведения полезной нагрузки на орбиту с помощью гибридной многофункциональной жидкостной ракеты-носителя / А. I. Kiselev, A. A. Medvedev, V. K. Karrask, etc./ Изобретения стран мира. Вып. 33. – 2004. - № 6. – С. 23 –

24. 7. Азимов Д. М. Активные участки траекторий движения ракеты. Обзор исследований // Автоматика и телемеханика. – 2005. - № 11. – С. 14 – 34. 8. Сихарулидзе Ю. Г. Концепция управления ракетой-носителем воздушного старта с компенсацией начальных ошибок по дальности и времени при прямом выведении в точку встречи на орбиту / Ю. Г. Сихарулидзе, А. С. Карпов, Р. К. Иванов/ Космические исследования. – 2005. - № 5. – С. 358 – 377. 9. Хорольский П. Г. Баллистическая целесообразность глубокого гибкого регулирования маршевых двигателей ракет-носителей // Авиационно-космическая техника и технология. – 2006. – № 10 (36). – С. 11 – 13. 10. Майданюк Д. В. Один путь повышения энергетики ракет-носителей/ Д. В. Майданюк, П. Г. Хорольский / Матеріали виступів в школі-семінарі для молодих науковців “Наукові космічні дослідження”, сел. Жукино, Київська обл., 2004р. – 2004. – К.: Інститут космічних досліджень НКАУ, 2004. – С. 42. 11. Isakowitz S. J. International Reference Guide to Space Launch Systems. Second Edition / S. J. Isakowitz. – Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991. – 341 pp.

Bibliography (transliterated): 1. Gubanov B. I. Triumf i tragedija «Jenergii»: V 4 t. – Nizhnij Novgorod: Izdatel'stvo Nizhegorodskogo in-ta jekonomicheskogo razvitija, 1999.– T. 2 : Kosmos priotkryvaet dver'. – 237 s. 2. Gromyko B. Perspektivnaja sistema regulirovanija zhidkostnyh reaktivnyh dvigatelej / B. Gromyko, A. Kirillov, V. Kirillov i dr./ Dvigatel'. – 2001. - № 5 (17). – S. 28 – 30. 3. Kiforenko B.N., Haritonov A.M. Upravlenie tjagoj zhidkostnyh raketnyh dvigatelej: modelirovanie i optimizacija / B.N. Kiforenko, A.M. Haritonov / Problemy upravlenija i informatiki. – 1997. 4. Pat. 48295 Ukraїna MPK 7 F 02 K 9/26, 9/32, 9/70, 9/95. Raketna rushijna ustanovka na pastopodibnomu palivi / A. M. Ivanchenko. № 99074320. Zajavleno 27.07.1999; Opubl. 15.08.2002 / Bjul. № 8. 5. Pat. 69765A Ukraїna MPK 7 F 02 K 9/26, 9/32, 9/70, 9/95. Ra-ketna rushijna ustanovka na pastopodibnomu palivi / A. M. Ivanchenko, V. I. Kukushkin. № 20031210897. Zajavleno 01.12.2003; Opubl. 15.09.2004 / Bjul. № 9. 6. Pat. 6581881 SShA MPK 7 B64G 1/40. Sposob vyvedenija poleznoj nagruzki na orbitu s pomow'ju gibridnoj mnogofunkcional'noj zhidkostnoj rakety-nositelja / A. I. Kiselev, A. A. Medvedev, V. K. Karrask, etc./ Izobrenenija stran mira. Vyp. 33. – 2004. - № 6. – S. 23 – 24. 7. Azimov D. M. Aktivnye uchastki traektorij dvizhenija rakety. Obzor issledovani-j // Avtomatika i telemehnika. – 2005. - № 11. – S. 14 – 34. 8. Siharulidze Ju. G. Koncepcija upravlenija raketoj-nositelem vozdušnogo starta s kompensaciej nachal'-nyh oshibok po dal'nosti i vremeni pri prjamom vyvedenii v tochku vstrechi na orbitu / Ju. G. Siharulidze, A. S. Karpov, R. K. Ivanov/ Kosmicheskie issledovanija. – 2005. - № 5. – S. 358 – 377. 9. Horol'skij P. G. Ballisticheskaja celesoobraznost' glubokogo gibkogo regulirovanija marshevyh dvigatelej raket-nositelej // Aviacionno-kosmicheskaja tehnik a i tehnologija. – 2006. – № 10 (36). – S. 11 – 13. 10. Majdanjuk D. V. Odin put' povyshenija jenergetiki raket-nositelej/ D. V. Majdanjuk, P. G. Ho-rol'skij / Materiali vistupiv v shkoli-seminari dlja molodih naukovciv “Naukovi kosmichni doslidzhennja”, sel. Zhukino, Kiїvs'ka obl., 2004r. – 2004. – K.: Institut kosmichnih doslidzhen' NKAU, 2004. – S. 42. 11. Isakowitz S. J. International Reference Guide to Space Launch Systems. Second Edition / S. J. Isakowitz. – Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1991. – 341 pp.

Хорольский П.Г

ОЦІНКА БАЛІСТИЧНОЇ ДОЦІЛЬНОСТІ ЗАСТОСУВАННЯ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ
З ГЛИБОКИМ ДРОСЕЛЮВАННЯМ ТЯГИ НА ПЕРШИХ СТУПЕНЯХ
РАКЕТ-НОСІЇВ

Розв'язується проблема оцінки доцільності застосування маршових двигунів з глибоким гнучким регулюванням тяги на перших ступенях ракет-носіїв космічних апа-

ратів з балістичної і економічної точок зору. Для її вирішення сформована спеціальна програма кута тангажу, що характеризується ненульовими кутами атаки на ділянці руху, відповідному гравітаційному розвороту. Оцінки проведені стосовно виведення гіпотетичнонь РН типу «Циклон-3» на геостаціонарну орбіту в припущенні наявності такого двигуна на його першому ступені. Показаний позитивний ефект від застосування такого рішення.

P. Horolsky

ESTIMATION OF BALLISTIC EXPEDIENCE OF APPLICATION OF ROCKET
ENGINES WITH DEEP DROSSELYROVANYEM OF TRUST ON THE FIRST STAGES
OF LAUNCH-VEHICLES

The problem of estimation of expedience of application of the march engines with the deep flexible adjusting of traction on the first stages of launch-vehicles of space vehicles from the ballistic and economic points of view decides. For its decision the special program of pitch is formed, characterized by the unzeroing angles of attack on the area of motion, to the proper gravitation turn. Estimations are conducted as it applies to launch hypothetical the LV type «Tsyclon-3» on a geostationary orbit in supposition of presence of such engine on his first stage. A positive effect from application of such decision is shown.
