

ПРОГНОЗ ВРЕМЕНИ ВЫГОРАНИЯ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА В ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ В ПОЛЕТЕ

Рассмотрена задача определения времени выгорания твердого топлива в двигательной установке на внеатмосферном участке полета ракеты-носителя по результатам измерения кажущихся ускорения и скорости инерциальной навигационной системой. Прогноз времени выгорания топлива предложено проводить с использованием корреляционного анализа реализованной и номинальной зависимостей кажущихся ускорения и скорости ракеты-носителя от относительного времени работы двигательной установки. В целях повышения точности прогноза снижения амплитуды и частоты колебаний его результатов расчет предложено проводить по нескольким каналам одновременно с последующими мажоритированием по схеме два из трех и цифровой фильтрацией. В результате исследования разработана методика прогноза времени выгорания твердого топлива двигательной установки ракеты-носителя в полете. Работоспособность предложенной методики проверена путем математического моделирования полета ракеты-носителя для двух отличных от номинального режимов работы двигательной установки. На основании результатов статистической обработки отклонений прогнозируемого времени выгорания топлива двигательной установки относительно реализованного определено, что наибольшей точностью при минимальном количестве операций обладает схема прогноза с использованием результатов измерения кажущегося ускорения. Предложенная методика легко реализуема в виде многошагового адаптивного алгоритма и может быть использована в системе наведения твердотопливной ракеты-носителя на внеатмосферном участке полета для численного прогноза достигаемых терминальных параметров полета, определения командного вектора и выработки соответствующих команд управления вектором тяги.

Ключевые слова: система наведения, корреляционный анализ, методика, математическое моделирование.

Розглянуто задачу визначення часу вигорання твердого палива в рушійній установці на позаатмосферній ділянці польоту ракети-носія за результатами вимірювання позірних прискорення та швидкості інерціальною навігаційною системою. Запропоновано прогнозувати час вигорання палива з використанням кореляційного аналізу реалізованої та номінальної залежностей позірних прискорення та швидкості ракети-носія від відносного часу роботи рушійної установки. З метою підвищення точності прогнозу та зниження амплітуди й частоти коливань його результатів запропоновано розраховувати кількома каналами одночасно з наступними мажоритиванням за схемою два з трьох і цифровим фільтруванням. У результаті досліджень розроблено методику прогнозу часу вигорання твердого палива рушійної установки ракети-носія в польоті. Працездатність запропонованої методики перевірена шляхом математичного моделювання польоту ракети-носія для двох відмінних від номінального режимів роботи рушійної установки. На підставі результатів статичного оброблення відхилень прогнозованого часу вигорання палива рушійної установки відносно реалізованого визначено, що найбільшу точність при мінімальній кількості операцій має схема прогнозу з використанням результатів вимірювання позірного прискорення. Запропоновану методику легко реалізувати у вигляді багатокрокового адаптивного алгоритму, її можна використати в системі наведення твердопаливної ракети-носія на позаатмосферній ділянці польоту для числового прогнозу термінальних параметрів польоту, що досягаються для визначення командного вектора та вироблення відповідних команд керування вектором тяги.

Ключові слова: система наведення, кореляційний аналіз, методика, математичне моделювання.

This article considers the problem of determination of propulsion system solid fuel burn-out time in the extra-atmospheric flight segment taking the apparent acceleration and apparent speed measured by the inertial navigation system. Correlation analysis of the realized and nominal dependencies of the apparent acceleration and apparent speed of the launch vehicle on relative operating time of the propulsion system is suggested to be used to forecast the fuel burn-out time. In order to improve the accuracy of the forecast, and to decrease the amplitude and vibration rate of its results several channels simultaneously are suggested to be used for calculations with subsequent majority voting and digital filtration. As a result of the study, the procedure to forecast the time of solid fuel burn-out in the launch vehicle propulsion system in flight has been developed. Operability of the suggested procedure has been verified using the mathematical simulation of the launch vehicle flight for two operating modes of the propulsion system different from the nominal ones. Based on the statistical processing of the deviations of the predicted time of solid fuel burn-out versus the realized one it was determined that the forecast based on the results of apparent acceleration measurement has the greatest accuracy with the minimal number of operations. Suggested procedure is easily realized as

the multistage adaptive algorithm and can be used in the guidance system of the solid-propellant launch vehicle in the extra-atmospheric flight segment for the numerical forecast of the reachable terminal parameters of flight, definition of command vector and development of the relevant thrust vector control commands.

Keywords: guidance system, correlation analysis, procedure, mathematical simulation.

ВВЕДЕНИЕ

Построение современных систем управления движением твердотопливных ракет-носителей (ТРН) осуществляется с использованием терминального наведения, позволяющего в зависимости от сложившихся условий полета сформировать программу выведения космического аппарата (КА) на заданную орбиту с заданной точностью.

Как известно [1], твердотопливные двигательные установки (ДУ) ракет-носителей в сравнении с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) обладают рядом таких преимуществ:

- простота конструкции;
- простота эксплуатации;
- малое время подготовки двигателя к запуску;
- возможность длительного хранения двигателя;
- высокая надежность и безотказность.

Однако с точки зрения управления полетом ТРН такие двигатели имеют ряд недостатков [1]:

- сложность управления вектором тяги как по направлению, так и по величине;
- зависимость выходных параметров двигателя (давления в камере, тяги, времени работы) от начальной температуры заряда твердого топлива и индивидуальных характеристик заряда и двигателя.

Перечисленные недостатки приводят к существенной нелинейности тяги и массового секундного расхода, их зависимости от времени работы ДУ, а также к значительному диапазону изменения (до 10% и более) относительно номинального значения (рис. 1 и 2).

В таких условиях поиск оптимальных орбитальных параметров выведения КА и формирование команд управления полетом ТРН системой наведения без учета априори неизвестных реализованных в полете характеристик ДУ может привести к значительным методическим погрешно-

стям и невыполнению требований к точности выведения.

Исходя из вышеотмеченного, приобретает актуальность вопрос разработки методики определения времени выгорания топлива ДУ в полете ракеты-носителя, использование которой позволит системе наведения оценить командный вектор, спрогнозировать достигаемые терминальные параметры движения и сформировать обеспечивающие их реализацию угловые программы ориентации вектора тяги.

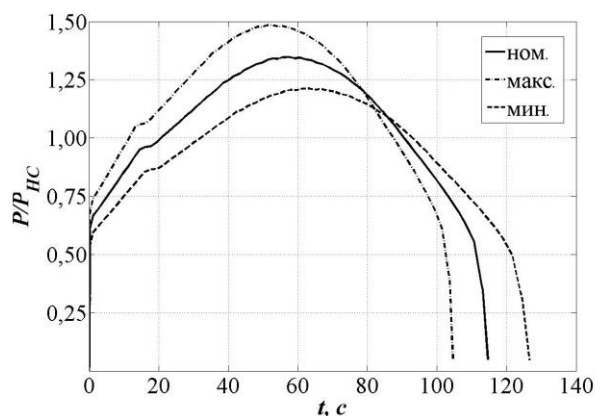


Рис. 1. Типовая зависимость относительной тяги ДУ от времени работы:

P – текущая тяга; $P_{НС}$ – среднее значение тяги при номинальном режиме; t – время работы ДУ; ном. – номинальная зависимость; макс. – максимальная предельная зависимость; мин. – минимальная предельная зависимость

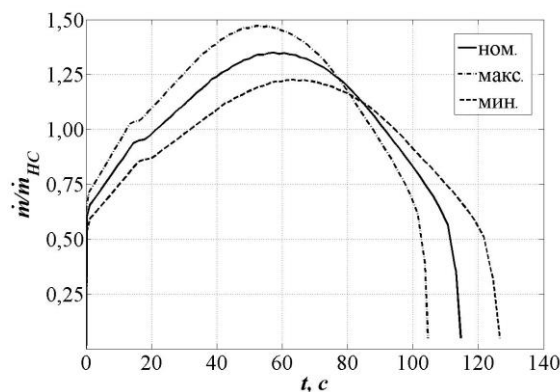


Рис. 2. Типовая зависимость относительного массового секундного расхода ДУ от времени работы:

\dot{m} – текущий расход; $\dot{m}_{НС}$ – среднее значение расхода при номинальном режиме

АНАЛИЗ ОПУБЛИКОВАННЫХ ДАННЫХ

Анализ рассмотренных публикаций показал, что вопрос оценки времени работы ДУ ТРН является малоисследованным.

Так, в учебниках [2, 3] приведены структурная схема системы наведения ракеты-носителя с ЖРД методом конечной требуемой скорости, а также синтез ее алгоритмов. Время работы ДУ предлагается рассчитывать из условия достижения заданного командного вектора. Но для ТРН, у которой возможности по выключению ДУ в заданный момент времени существенно ограничены, использование данного метода может привести к значительным неприемлемым методическим погрешностям выведения.

В работах [4, 5] рассмотрены общие подходы к реализации алгоритмов наведения ракет, требующие соответствующей доработки под специфику задач управления ТРН.

В [6-10] рассмотрены принципы реализации наведения тактических, оперативно-тактических и зенитных управляемых ракет без проведения оценки времени выгорания топлива ДУ, эффективной скорости истечения продуктов сгорания топлива и времени полного выгорания текущей массы.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Под временем выгорания топлива ДУ будем понимать временной отрезок между командой на запуск и достижением перегрузки 0,1 на участке спада тяги.

Сформулируем постановку задачи исследования в следующем виде.

Даны реализованные и номинальные зависимости кажущихся ускорения и скорости ТРН по времени работы ДУ.

Необходимо:

- разработать методику прогноза времени выгорания топлива ДУ ТРН в полете;
- оценить ошибку предлагаемой методики.

МЕТОДИКА ПРОГНОЗА ВРЕМЕНИ ВЫГОРАНИЯ ТОПЛИВА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Представим данные рис. 1 и 2 в относительном времени (рис. 3 и 4 соответственно).

Из рисунков следует, что зависимости от относительного времени работы ДУ схожи между собой, а коэффициент корреляции между номинальной, максимальной предельной и минимальной предельной характеристиками тяги и для массового секундного расхода составляет более 0,9999.

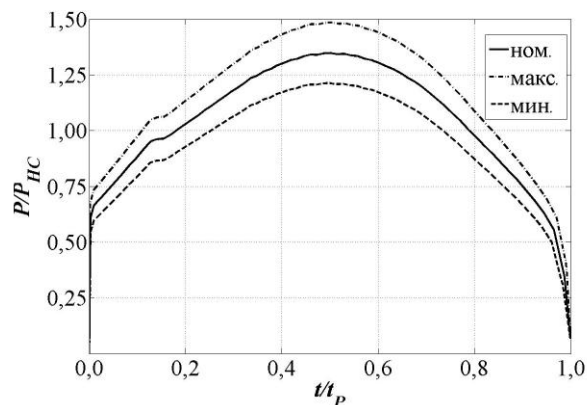


Рис. 3. Типовая зависимость относительной тяги ДУ от относительного времени работы: t_p – реализованное время работы ДУ

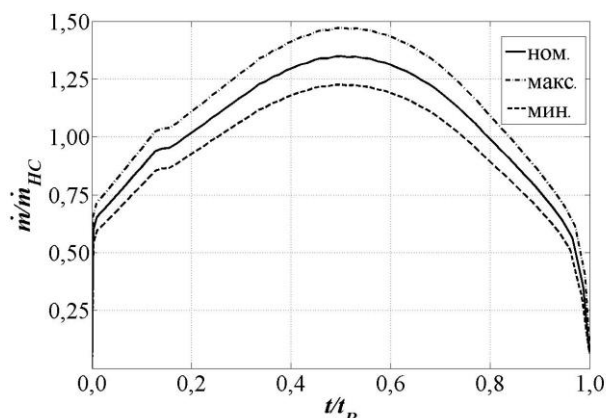


Рис. 4. Типовая зависимость относительного массового секундного расхода ДУ от относительного времени работы

В ходе разработки методики необходимо учесть, что система управления ТРН "не знает" реализованных в полете значений тяги и секундного расхода. Она может лишь "наблюдать" результат их воздействия по величинам кажущихся ускорения и скорости.

Корреляционный анализ этих величин также показал высокий уровень корреляции (более 0,99) между их номинальной, максимальной предельной и минимальной предельной зависимостями (рис. 5).

Введем предположение о функциональной зависимости с равным единице коэф-

фициентом корреляции между двумя любыми реализациями кажущихся ускорения и скорости от относительного времени, принадлежащими области между минимальной и максимальной предельной характеристиками.

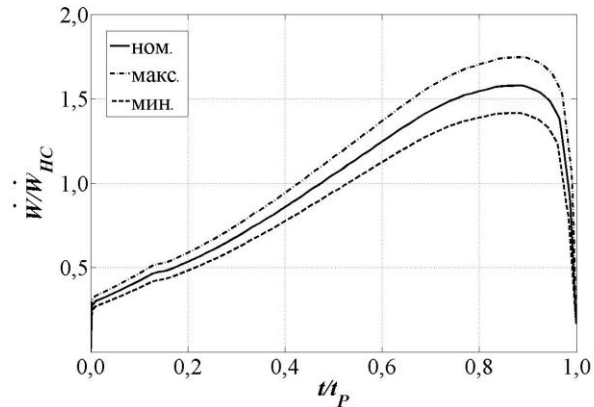


Рис. 5. Типовая зависимость относительного кажущегося ускорения от относительного времени работы ДУ:

\dot{W} – текущее значение кажущегося ускорения;
 $\dot{W}_{НС}$ – среднее значение кажущегося ускорения при номинальном режиме

Из вышеотмеченного следует, что коэффициенты корреляции между номинальными и реализованными в полете зависимостями кажущегося ускорения, а также кажущейся скорости равны единице. При этом реализуемое время выгорания топлива ДУ можно определить из функционала вида

$$t_P = \arg \left\{ \left(1 - \text{cor} \left[\dot{W}_H \left(\frac{t}{t_P} \right), \dot{W}_P \left(\frac{t}{t_P} \right) \right] = 0 \right) \wedge \left(1 - \text{cor} \left[W_H \left(\frac{t}{t_P} \right), W_P \left(\frac{t}{t_P} \right) \right] = 0 \right) \right\}, \quad (1)$$

где \arg – функция аргумента переменной; cor – функция корреляции; \dot{W}_H и \dot{W}_P – номинальное и реализованное в полете кажущееся ускорение; W_H и W_P – номинальная и реализованная в полете кажущаяся скорость.

Для решения (1) представим зависимость между коэффициентом корреляции и реализуемым временем выгорания топлива ДУ в виде

$$c_P = \varphi(t_P), \quad (2)$$

где c_P – коэффициент корреляции между номинальной и реализованной зависимостями кажущегося ускорения или кажущейся скорости по относительному времени работы ДУ; φ – зависимость коэффициента корреляции от времени выгорания топлива ДУ.

Пусть под воздействием различных возмущений реализуемое время выгорания топлива ДУ изменилось на малое значение

$$t_B = t_P + \Delta t_P, \quad (3)$$

где Δt_P – приращение времени выгорания топлива ДУ под действием возмущений.

На основании (2) с использованием полного дифференциала определим приращение коэффициента корреляции, соответствующее приращению времени выгорания топлива ДУ под действием возмущений

$$\Delta c = c_B - c_P = \frac{\partial c}{\partial t_P} \Delta t_P, \quad (4)$$

где c_B – возмущенный коэффициент корреляции; $\frac{\partial c}{\partial t_P}$ – частная производная коэффициента корреляции по времени выгорания топлива ДУ.

Оценим время выгорания топлива ДУ на текущем такте работы системы наведения с учетом (3) и (4):

$$\begin{aligned} \hat{t}_{Pi} &= t_B - \Delta t_P = t_B - \frac{\partial t_P}{\partial c} (c_B - c_P) = \\ &= t_B - \frac{\partial t_P}{\partial c} (c_B - 1), \end{aligned} \quad (5)$$

где \hat{t}_P – прогнозируемое время выгорания топлива ДУ; i – номер такта работы системы наведения; $\partial t_P / \partial c$ – частная производная времени выгорания топлива ДУ по коэффициенту корреляции.

В некоторых случаях прогноз приращения времени выгорания топлива ДУ с использованием корреляционного анализа может привести к появлению аномальных значений для центральной частной производной. В то же время прогноз с использованием односторонней левой или правой производной будет давать приемлемые ре-

зультаты. Для исключения подобных аномалий прогноз будем проводить для центральной, левой односторонней и правой односторонней производных с дальнейшим мажоритированием результатов по схеме два из трех. Один из результатов будем считать аномальным и отбраковывать, а дальнейшую оценку будем осуществлять по двум оставшимся. Кроме того, в целях повышения точности прогноз времени выгорания топлива ДУ будем рассматривать по двум каналам (кажущееся ускорение и кажущаяся скорость) с последующим осреднением результатов.

На основании полученной зависимости (5) разработаем методику прогноза времени выгорания топлива ДУ, которую можно представить в виде следующей последовательности действий на каждом шаге работы системы наведения.

1. Задание возмущенного значения времени выгорания топлива ДУ

$$t_B = \hat{t}_{Pi-1}.$$

2. Расчет текущих и возмущенных значений коэффициентов корреляции

$$c_1 = \text{cor} \left\{ \dot{W}_H \left(\frac{t_i}{t_B} \right), \dot{W}_P \left(\frac{t_i}{t_B} \right) \right\}; \quad (6)$$

$$c_2 = \text{cor} \left\{ \dot{W}_H \left(\frac{t_i}{t_B + \delta\tau} \right), \dot{W}_P \left(\frac{t_i}{t_B + \delta\tau} \right) \right\}; \quad (7)$$

$$c_3 = \text{cor} \left\{ \dot{W}_H \left(\frac{t_i}{t_B - \delta\tau} \right), \dot{W}_P \left(\frac{t_i}{t_B - \delta\tau} \right) \right\}; \quad (8)$$

$$c_4 = \text{cor} \left\{ W_H \left(\frac{t_i}{t_B} \right), W_P \left(\frac{t_i}{t_B} \right) \right\}; \quad (9)$$

$$c_5 = \text{cor} \left\{ W_H \left(\frac{t_i}{t_B + \delta\tau} \right), W_P \left(\frac{t_i}{t_B + \delta\tau} \right) \right\}; \quad (10)$$

$$c_6 = \text{cor} \left\{ \dot{W}_H \left(\frac{t_i}{t_B - \delta\tau} \right), \dot{W}_P \left(\frac{t_i}{t_B - \delta\tau} \right) \right\}, \quad (11)$$

где $\delta\tau$ – возмущение времени выгорания топлива ДУ, равное, например, 1 с.

3. Расчет частных производных времени выгорания топлива ДУ по коэффициенту корреляции

$$\frac{\partial t_{P1}}{\partial c} = \frac{2\delta\tau}{c_2 - c_3}; \quad (12)$$

$$\frac{\partial t_{P2}}{\partial c} = \frac{\delta\tau}{c_2 - c_1}; \quad (13)$$

$$\frac{\partial t_{P3}}{\partial c} = \frac{\delta\tau}{c_1 - c_3}; \quad (14)$$

$$\frac{\partial t_{P4}}{\partial c} = \frac{2\delta\tau}{c_5 - c_6}; \quad (15)$$

$$\frac{\partial t_{P5}}{\partial c} = \frac{\delta\tau}{c_5 - c_4}; \quad (16)$$

$$\frac{\partial t_{P6}}{\partial c} = \frac{\delta\tau}{c_4 - c_6}. \quad (17)$$

4. Расчет приращений времени выгорания топлива ДУ с учетом равенства реализованного коэффициента корреляции единице

$$\Delta t_{P1} = \frac{\partial t_{P1}}{\partial c} (c_1 - 1); \quad (18)$$

$$\Delta t_{P2} = \frac{\partial t_{P2}}{\partial c} (c_1 - 1); \quad (19)$$

$$\Delta t_{P3} = \frac{\partial t_{P3}}{\partial c} (c_1 - 1); \quad (20)$$

$$\Delta t_{P4} = \frac{\partial t_{P4}}{\partial c} (c_4 - 1); \quad (21)$$

$$\Delta t_{P5} = \frac{\partial t_{P4}}{\partial c} (c_4 - 1); \quad (22)$$

$$\Delta t_{P6} = \frac{\partial t_{P6}}{\partial c} (c_4 - 1). \quad (23)$$

5. Мажоритирование:

$$[j, k] = \text{ind} \{ \min(\Delta t_{P1,2}, \Delta t_{P2,3}, \Delta t_{P3,1}) \}; \quad (24)$$

$$\Delta t_{P1,2} = |\Delta t_{P1} - \Delta t_{P2}|; \quad (25)$$

$$\Delta t_{P2,3} = |\Delta t_{P2} - \Delta t_{P3}|; \quad (26)$$

$$\Delta t_{P3,1} = |\Delta t_{P3} - \Delta t_{P1}|; \quad (27)$$

$$[l, n] = \text{ind} \{ \min(\Delta t_{P4,5}, \Delta t_{P5,6}, \Delta t_{P6,4}) \}; \quad (28)$$

$$\Delta t_{P4,5} = |\Delta t_{P4} - \Delta t_{P5}|; \quad (29)$$

$$\Delta t_{P5,6} = |\Delta t_{P5} - \Delta t_{P6}|; \quad (30)$$

$$\Delta t_{P6,4} = |\Delta t_{P6} - \Delta t_{P4}|, \quad (31)$$

где j, k, l и n – индексы; ind – функция определения номера индекса; \min – функция минимума трех переменных.

6. Расчет средних значений приращения времени выгорания топлива ДУ в каналах

$$\Delta t_{P\dot{W}} = \frac{1}{2}(\Delta t_{Pj} + \Delta t_{Pk}); \quad (32)$$

$$\Delta t_{PW} = \frac{1}{2}(\Delta t_{Pl} + \Delta t_{Pn}). \quad (33)$$

7. Расчет приращения времени выгорания топлива ДУ

$$\Delta t_P = \frac{1}{2}(t_{P\dot{W}} + t_{PW}). \quad (34)$$

8. Уточнение времени выгорания топлива ДУ по формуле (5).

9. Следует обратить внимание на тот факт, что использование многошагового алгоритма п. 1-8 может, с одной стороны, привести к появлению высокочастотных колебаний, с другой – к выходу прогнозного времени выгорания топлива ДУ за предельные значения (рис. 1 и 2). В таких случаях необходимо проводить дополнительную фильтрацию значений с использованием ограничителей значений, ограничителей производных, фильтров низких частот, корректирующих фильтров и пр.

ПРОГНОЗ ВРЕМЕНИ ВЫГОРАНИЯ ТОПЛИВА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ

Рассмотрим применение предлагаемой методики для ТРН массой 10 т, со средними номинальными тягой и массовым расходом ДУ 196 кН и 69 кг/с соответственно. В качестве расчетных приняты зависимости относительных тяги и массового секундного расхода, изображенные на рис. 6 и 7 жирными пунктирной и точка-пунктирной линиями.

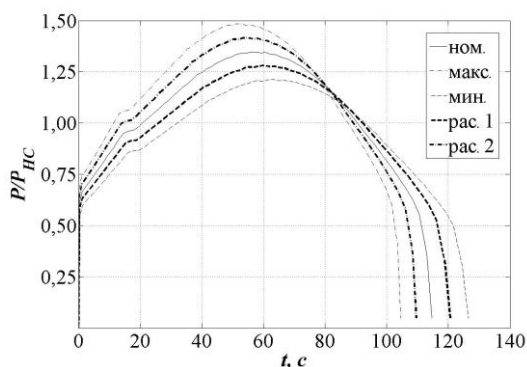


Рис. 6. Расчетная зависимость относительной тяги ДУ от времени работы:

рас.1 – расчетная зависимость 1; рас.2 – расчетная зависимость 2

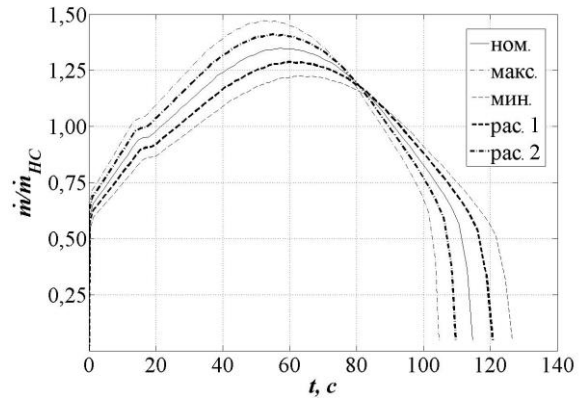


Рис. 7. Расчетная зависимость относительного массового секундного расхода ДУ от времени работы

Кроме того, проведем сравнение различных вариантов прогноза времени выгорания топлива ДУ:

- вариант №1 – прогноз осуществляется только по данным канала кажущегося ускорения (формулы (6)-(8), (12)-(14), (18)-(20), (24)-(27) и (32)), а приращение времени выгорания топлива ДУ принимается равным среднему значению приращения времени в канале;

- вариант №2 – прогноз осуществляется только по данным канала кажущейся скорости (формулы (9)-(11), (15)-(17), (21)-(23), (28)-(31) и (33)), а приращение времени выгорания топлива ДУ принимается равным среднему значению приращения времени в канале;

- вариант №3 – прогноз осуществляется по данным обоих каналов: формулы (6)-(34).

В результате проведенного моделирования для заданных исходных данных и выбранных вариантов прогноза получены зависимости отклонения прогнозируемого времени выгорания топлива ДУ относительно реализованного значения δt_p по времени работы ДУ:

- для расчетного случая 1 – на рис. 8;
- для расчетного случая 2 – на рис. 9.

Обратим внимание на характерные участки зависимостей:

- переходный процесс с 0 по 20 с работы ДУ;
- установившийся режим с 20 по 95 с работы ДУ;
- и переходный процесс на участке спада тяги с 95 по 120 с работы ДУ.

Согласно данным рис. 8 и 9 сделаем вывод, что предлагаемую методику нельзя использовать на участке спада тяги после 95 с работы ДУ.

В то же время большей точностью обладают варианты прогноза №1 и 3. Предположительно это обусловлено тем, что зависимость кажущегося ускорения в отличие от кажущейся скорости имеет максимум (рис. 5), что повышает точность корреляционного анализа. На основании этого исключим вариант 2 из дальнейшего рассмотрения как обладающий наибольшей методической ошибкой.

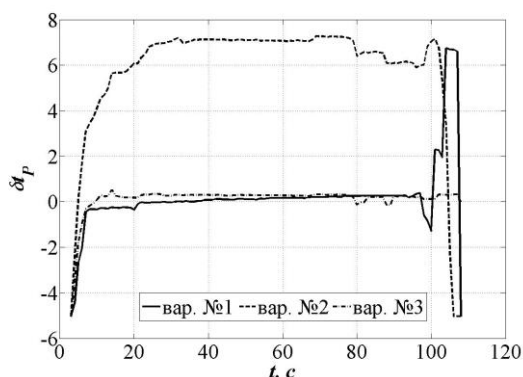


Рис. 8. Зависимость отклонения времени выгорания топлива от времени работы ДУ для расчетного случая 1

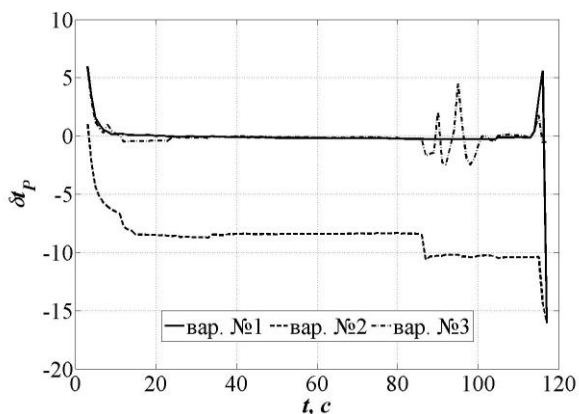


Рис. 9. Зависимость отклонения времени выгорания топлива от времени работы ДУ для расчетного случая 2

Для выбора наиболее предпочтительного варианта прогноза из двух оставшихся рассчитаем суммарную погрешность определения реализуемого времени выгорания топлива ДУ на участке работы 10-95 с по каждому из рассмотренных расчетных случаев (таблица). Суммарную погрешность определим из соотношения

$$\Delta = \sqrt{\mu(\delta t_p)^2 + \sigma(\delta t_p)^2},$$

где $\mu(\delta t_p)$ – математическое ожидание прогноза; $\sigma(\delta t_p)$ – среднее квадратическое отклонение прогноза.

Точность прогноза времени выгорания топлива ДУ, с

№ вар.	Расчетный случай 1	Расчетный случай 2
1	0,192	0,171
3	0,271	0,748

На основании данных таблицы сделаем вывод о том, что для прогноза реализуемого в полете времени выгорания топлива ДУ достаточно использовать канал кажущегося ускорения. С одной стороны, это обуславливается меньшей методической ошибкой (до 0,2 с), с другой – меньшим количеством вычислений.

Выводы

В ходе исследований решена задача разработки методики прогноза реализуемого в запуске времени выгорания топлива ТРН с использованием корреляционного анализа. Результаты математического моделирования подтвердили работоспособность предложенной методики. Показано, что схема прогноза, основанная на обработке измерений инерциальной навигационной системой реализованного кажущегося ускорения, обеспечивает минимальную методическую погрешность до 0,2 с.

Предложенная методика легко реализуема в виде многошагового адаптивного алгоритма и может быть использована в системе наведения ТРН для прогноза реализуемого времени выгорания топлива ДУ в полете для дальнейшей выработки команд управления вектором тяги. Необходимая для прогноза зависимость номинального кажущегося ускорения от относительного времени работы ДУ аппроксимируется сплайнами и задается в полетное задание на борт ТРН.

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Основы теории автоматического управления ракетными двигательными установками / А. И. Бабкин, С. И. Белов, Н. Б. Рутовский и др. – М.: Машиностроение, 1986. – 456 с.
2. Проектирование систем управления объектов ракетно-космической техники. Т. 1. Проектирование систем управления ракет-носителей: Учебник / Ю. С. Алексеев, Ю. Е. Балабей, Т. А. Барышникова и др.; Под общей ред. Ю. С. Алексеева, Ю. М. Златкина, В. С. Кривцова, А. С. Кулика, В. И. Чумаченко. – Х.: НАУ «ХАИ», НПП «Хартрон-Аркос», 2012. – 578 с.
3. Сихарулидзе Ю. Г. Баллистика летательных аппаратов. – М.: Наука, 1982. – 352 с.
4. Лысенко Л. Н. Наведение и навигация баллистических ракет: Учеб. пособие. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2007. – 672 с.
5. Системы управления летательными аппаратами (баллистическими ракетами и их головными частями): Учебник для вузов / Г. Н. Разоренов, Э. А. Бахрамов, Ю. Ф. Титов; Под ред. Г. Н. Разоренова. – М.: Машиностроение, 2003. – 584 с.
6. Siouris G. M. Missile guidance and control systems. – New York: Springer-Verlag New York, Inc., 2004. – 666 p.
7. Zarchan P. Tactical and Strategic missile guidance. – American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2012. – 989 p.
8. Balakrishnan S. N. Advances in missile guidance, control, and estimation / S. N. Balakrishnan, A. Tsourdos, B.A. White. – New York: CRC Press, Taylor & Francis Group. 2013. – 682 p.
9. Shneydor N. A. Missile guidance and pursuit: kinematics, dynamics and control. – Horwood Publishing Chichester, 1998. – 259 p.
10. Yanushevsky R. Modern missile guidance. – CRC Press, Taylor & Francis Group, 2008. – 226 p.

Статья поступила 07.12.2018