

А. В. ПОГУДИН*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина***МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОНАГРЕВНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЭТАПЕ ЗАПУСКА**

Предметом исследования в статье является процесс ускорения рабочего тела в электронагревном двигателе, входящем в состав бортовой двигательной установки, применяемой на космическом буксире. Целью является получение характеристик запуска электронагревного двигателя, входящего в состав бортовой двигательной установки, применяемой на космическом буксире, как функции времени, для дальнейшей оценки времени подготовки бортовой двигательной установки к работе и приближению ее временных характеристик к химическим ракетным двигателям. Задачи: формирование пневмогидравлической схемы бортовой двигательной установки, структуры бортовой двигательной установки, создание математической модели электронагревного двигателя, определение области функционирования электронагревного двигателя, входящего в состав бортовой двигательной установки и характеристик запуска. Используемым методом является: моделирование процессов протекающих при запуске в электронагревном двигателе, входящем в состав бортовой двигательной установки, применяемой на космическом буксире. Получены следующие результаты: определена область ограничений статической зависимости тяги электронагревного двигателя, входящего в состав бортовой двигательной установки, от расхода рабочего тела в диапазоне мощности нагревателя; получены зависимости от времени тяги электронагревного двигателя, расхода рабочего тела электронагревного двигателя и мощности, потребляемой электронагревным двигателем в процессе запуска; в результате выполнения оптимизации коэффициентов регулятора электронагревного двигателя, была получена передаточная функция. Научная новизна результатов состоит в оценке динамических свойств электронагревного двигателя, входящего в состав бортовой двигательной установки, установленной на космическом буксире, полученных в области ограничения тяги электронагревного двигателя, расхода рабочего тела электронагревного двигателя, мощности нагревателя двигателя и передаточной функции регулятора электронагревного двигателя, входящего в состав бортовой двигательной установки.

Ключевые слова: космический буксир; малый космический аппарат; бортовая двигательная установка; электронагревный двигатель; математическая модель; удельный импульс; тяга; расход рабочего тела; мощность нагревательного элемента.

Введение

В настоящее время значительно расширяется круг задач исследования космического пространства: дистанционное зондирование Земли, глобальная связь, метеорология, навигация, исследование Солнца, звезд и планет и т.д. Технологические возможности в 70е – 90е годы не позволяли решать такие задачи с использованием более чем одного спутника большой массы, что ограничивает одновременное получение глобальной информации с различных орбитальных позиций. Сегодня такие работы могут быть проведены группировкой малых космических аппаратов (МКА) с большей эффективностью и с меньшей стоимостью. Проблемой является необходимость решения транспортной задачи орбитального маневрирования на заданную позицию. С этой целью внимание уделяется исследованию диспенсеров как средств выведения на ос-

нове двухступенчатого разгонного блока (РБ) с последовательным расположением ступеней с химическими ракетными двигателями (ХРД) и/или с электроракетными (ЭРД) двигателями [1, 2], а также одноступенчатого космического буксира (КБ) с ХРД или ЭРД.

Например, одной из задач, решаемых спутниковой группировкой, является дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) [3]. В одном из решений необходимо развертывание группировки в составе шести спутников ДЗЗ суммарной массой до 150 Кг [4].

Предлагается проводить формирование группировки МКА с опорной орбиты Земли, сформированной ракетой космического назначения, при помощи космического буксира (КБ).

Орбитальное маневрирование можно осуществлять одноступенчатым КБ с ХРД (традиционная схема) и одноступенчатым КБ с ЭРД.

Спутники, выводимые такими КБ, так же в свою очередь могут быть оснащены двигателями малых тяг, либо не иметь в своем составе двигательной установки (ДУ).

Актуальность применения на борту КБ электронагревного двигателя (ЭНД) [5] связана с высоким удельным импульсом при малом времени запуска. Время запуска двигателя становится важной характеристикой, влияющей на точность конечного орбитального положения. Значение первой космической скорости 7,91 км/сек, что дает погрешность орбитального положения за каждые 0,1 сек ~800 м. Для оценки точности выведения КБ при решении транспортной задачи с использованием ЭНД необходимо знать характеристики запуска двигателя. Эти характеристики представляют собой зависимость тяги, расхода РТ и мощности нагревателя двигателя при запуске от времени. Определим их, используя математическую модель ЭНД [6] в среде визуального моделирования Matlab Simulink [7]. Для имитационного моделирования все элементы бортовой двигательной установки (БДУ) представим как подсистемы, которые состоят из элементов стандартной библиотеки Simulink.

1. Постановка задачи

Применение ЭНД на космическом буксире влечет за собой увеличение времени развертывания спутниковой группировки, по сравнению с применением ХРД. Это связано с длительной, порядка 7000 секунд, подготовкой БДУ к запуску, но сам запуск осуществляется более быстро, за десятые доли секунды, что необходимо оценить в результате исследования.

Задача заключается в получении характеристик запуска ЭНД, как функции времени в ограниченной области решений [8].

Данная задача разделяется на ряд этапов: формируется пневмогидравлическая схема БДУ, структура БДУ, создается математическая модель ЭНД, определяется область ее функционирования и определяются расходно-тяговые характеристики ЭНД,

Для формирования пневмогидравлической схемы БДУ была модифицирована классическая схема питания ЭНД рабочим телом аммиак [9], представленная на рис. 1. Отличие схемы состоит в том, что используются два ЭНД, первый из которых является двигателем разгона, а второй – торможения. В моделируемый состав входят: БРТ – блок рабочего тела, БП – блок подачи, Д1, Д2 – двигатели, Б – бак, НБО, НБР – нагреватели бака основной и резервный, ЭК – электроклапан, ЭКО – электроклапан парогенератора, ЭКР – электроклапан ресивера, Э1 – электроклапан выхода из ресивера пер-

вый, Э2 – электроклапан выхода из ресивера второй, ЭД1 – электроклапан первого двигателя, ЭД2 – электроклапан второго двигателя, ПГ – парогенератор, НП – нагреватель парогенератора, Р – ресивер, НД1, НД2 – нагреватели двигателей Д1 и Д2 соответственно. Не моделируемые элементы, не имеющие принципиального значения в процессе создания тяги: ЗУ – заправочное устройство, Ф – фильтр, ДДО, ДДР – датчики давления основной и резервный, ДАДО, ДОДР – датчики атмосферного давления основной и резервный, ДАДТ – датчик атмосферного давления телеметрический, ТО, ТР – термометры основной и резервный, ТЗУО, ТЗУР – термометры заправочного устройства основной и резервный, ТТ, ТТК, ТТР, ТТП – термометр, ТП1, ТП2 – термодатчики первого и второго двигателей.

Кроме этого, в схеме предусмотрены датчики, показания которых необходимы для дальнейшей оценки адекватности модели, а в самой модели рассчитываются, измеряемые этими датчиками их параметры:

- датчик абсолютного давления ДАДТ [10] – для телеметрического контроля давления в ресивере Р;
- термометры ТО (ТР) [11] – для выдачи информации в блок управления (БУ) БДУ о температуре днища бака Б;
- термометр ТТ – для телеметрического контроля температуры днища бака Б;
- термометры ТЗУО (ТЗУР) – для выдачи информации в БУ БДУ о температуре заправочного устройства Б;
- термометр ТТК – для телеметрического контроля температуры заправочного устройства Б;
- термометр ТП – для выдачи информации в БУ БДУ о температуре парогенератора ПГ;
- термометр ТТП – для телеметрического контроля температуры парогенератора ПГ;
- термометр ТТР – для телеметрического контроля температуры ресивера Р;
- термометр ТКТ – для телеметрического контроля температуры кронштейнов крепления двигателей Д1 и Д2;

Структура БДУ создается на основе пневмогидравлической схемы, представленной на рис. 2. Каждому элементу схемы соответствует часть структуры БДУ. Между элементами структуры осуществляется передача параметров: температуры, давления, расхода РТ и времени.

Математическая модель ЭНД строится на основе части структуры БДУ, отвечающей за характеристики запуска двигателя.

Для моделирования введем ряд ограничений: тяга ЭНД 0...50 мН, расход РТ 0...56 мг/с (это обу-

словлено сечением дроссельной шайбы двигателя и скоростью истечения РТ), мощность нагревателя ЭНД 0...200 Вт (при нулевом значении мощности нагревателя двигатель работает в режиме газореактивного).

Для сокращения времени выхода на заданную тягу в модель подсистемы двигателя необходимо ввести пропорционально - интегрально - дифференцирующий (ПИД) регулятор с локальной обратной связью по температуре и безынерционными датчиками и, с целью его интеграции, определить коэффициенты ПИД регулирования.

В качестве характеристик запуска двигателя при моделировании необходимо получить тягу двигателя, мощность нагревательного элемента, расход рабочего тела как функции времени. Рассчитать удельный импульс ЭНД для сравнения с другими типами электроракетных двигателей в последующих работах.

Таким образом, целью данного исследования является получение с использованием метода моделирования характеристик запуска ЭНД, для дальнейшей оценки времени подготовки БДУ к работе и приближению ее временных характеристик к ХРД.

2. Решение задачи

Два этапа решения задачи: формирование схемы питания ЭНД рабочим телом и разработка структур БДУ выполнены в соответствии с постановкой и представлены на рис. 1 и рис. 2.

С учетом перечисленных выше ограничений тяги, расхода РТ и мощности нагревателя ЭНД, получена область его функционирования (рис. 3). Минимальный расход РТ, необходимый для получения тяги в 50 мН, соответствует левому краю области, при этом мощность нагревателя составляет 200 Вт.

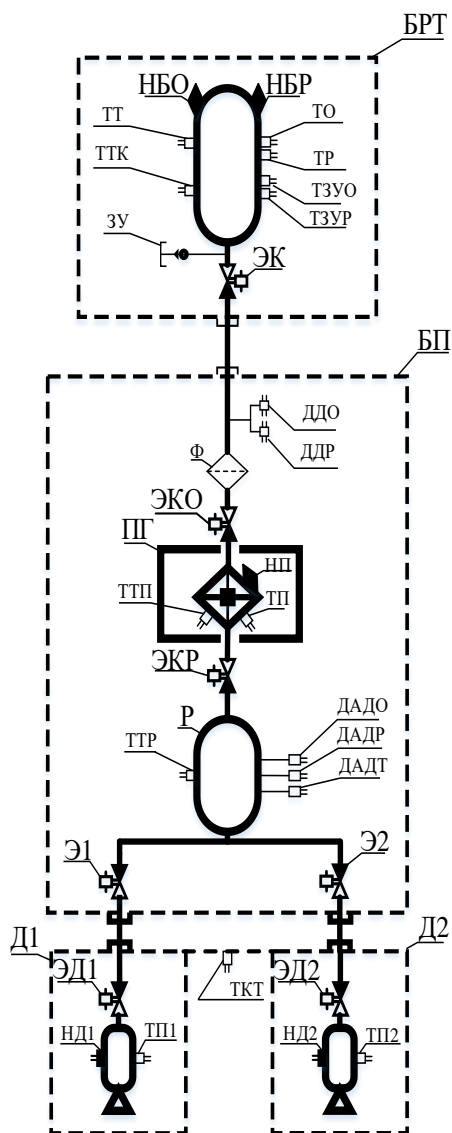


Рис. 1. Пневмогидравлическая схема БДУ

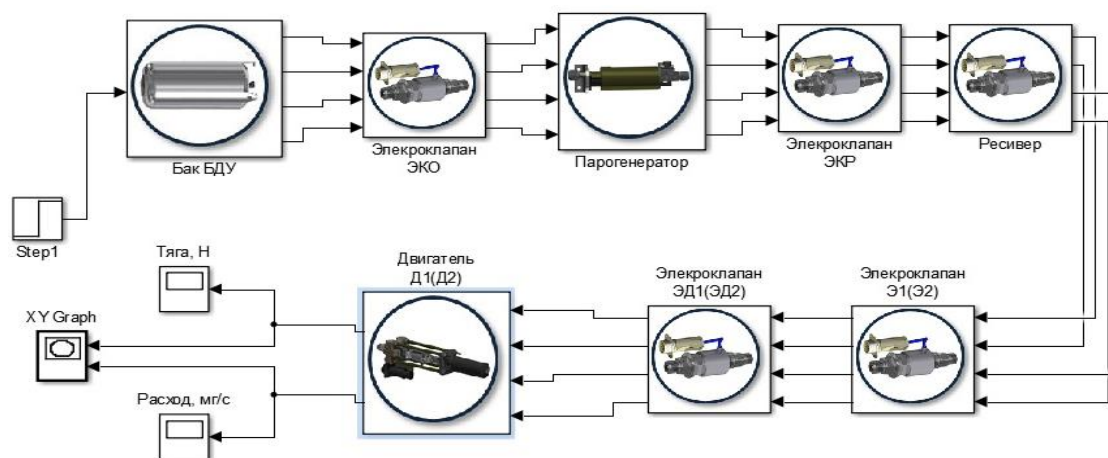


Рис. 2. Структура БДУ

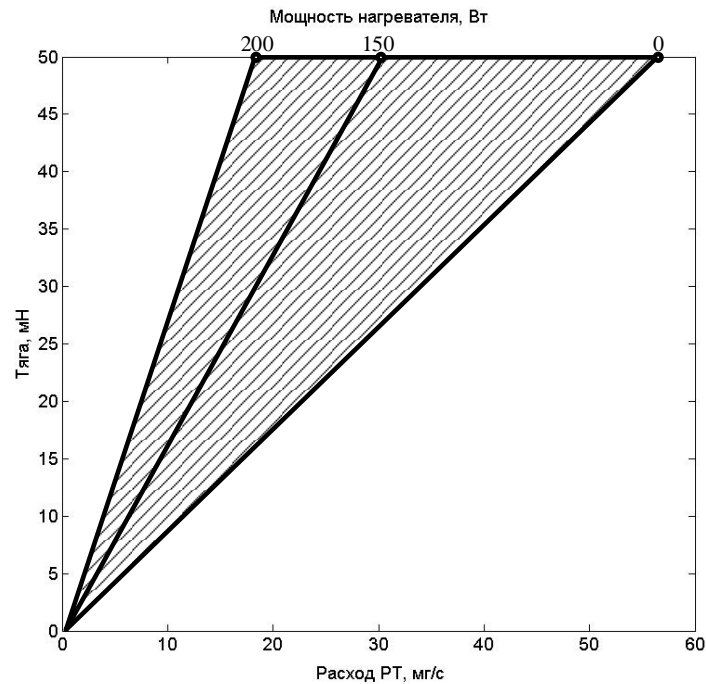


Рис. 3. Область функционирования ЭНД с учетом принятых ограничений

При нулевой мощности нагревателя для достижения 50 мН необходимо двигаться по правому краю области функционирования, но расход РТ увеличивается до 56 мг/с.

На основе передаточных функций [6] построена математическая модель, параметры которой занесены в блоки структуры ЭНД.

Для выполнения функции ПИД регулирования применены встроенные инструменты Matlab, которые позволяют оптимизировать настройки по заданной форме переходного процесса. Для этого в модель Simulink добавлен блок Check Step Response Characteristics.

В результате выполнения оптимизации (рис. 4) была получена следующая передаточная функция регулятора:

$$W(z) = P + \frac{I T_s}{z-1} + \frac{DN}{1 + (NT_s)/(z-1)},$$

где $P = 0,387$ (пропорциональное усиление), $I = 0,044$ (интегральное усиление), $D = 3,47e-06$ (дифференциальное усиление), $N = 0,1$ (коэффициент дифференциальной фильтрации), $T_s = 0,1$ с. (шаг времени).

В процессе моделирования, с учетом ограничения максимальной мощности, подаваемой на нагреватель значением 200 Вт и расходом РТ 19,36 мг/с, получена зависимость тяги БДУ от времени (рис. 5). Ограничивая максимальную тягу значением 50 мН, а расход РТ 19,65 мг/с, получим зависимость мощ-

ности, потребляемой двигателем (рис. 6). Представлена мощность, потребляемая двигателем в процессе работы БДУ, необходимая для создания тяги в 50 мН, при значении расхода до 19,65 мг/с РТ. На рис. 7 показан расход РТ, при мощности до 200 Вт, подаваемой на нагреватель двигателя для достижения значения тяги 50 мН.

В процессе моделирования в среде Matlab Simulink были получены (табл. 1) значения постоянной времени для установившихся значений тяги $F_{БДУ}$, расходов $\dot{m}_{БДУ}$ и мощности нагревателя БДУ, а также рассчитан удельный импульс двигателя для установившегося режима $I_{уд} = \frac{F}{\dot{m}}$. Эти данные необходимы для дальнейшей верификации модели.

Заключение

В статье рассмотрена задача определения характеристик запуска ЭНД для дальнейшего уменьшения времени запуска за счет применения необходимого типа регуляторов и, соответственно, повышения точности рабочей орбиты космического буксира.

Решение задачи выполнялось на основе разработанной математической модели ЭНД, реализованной в среде Simulink. Получена область ограниченный функционирования ЭНД. В рамках ограничений проведено моделирование, получена зависимость тяги двигателя, расхода РТ и мощности его нагревателя от времени. Моделирование ЭРД было прове-

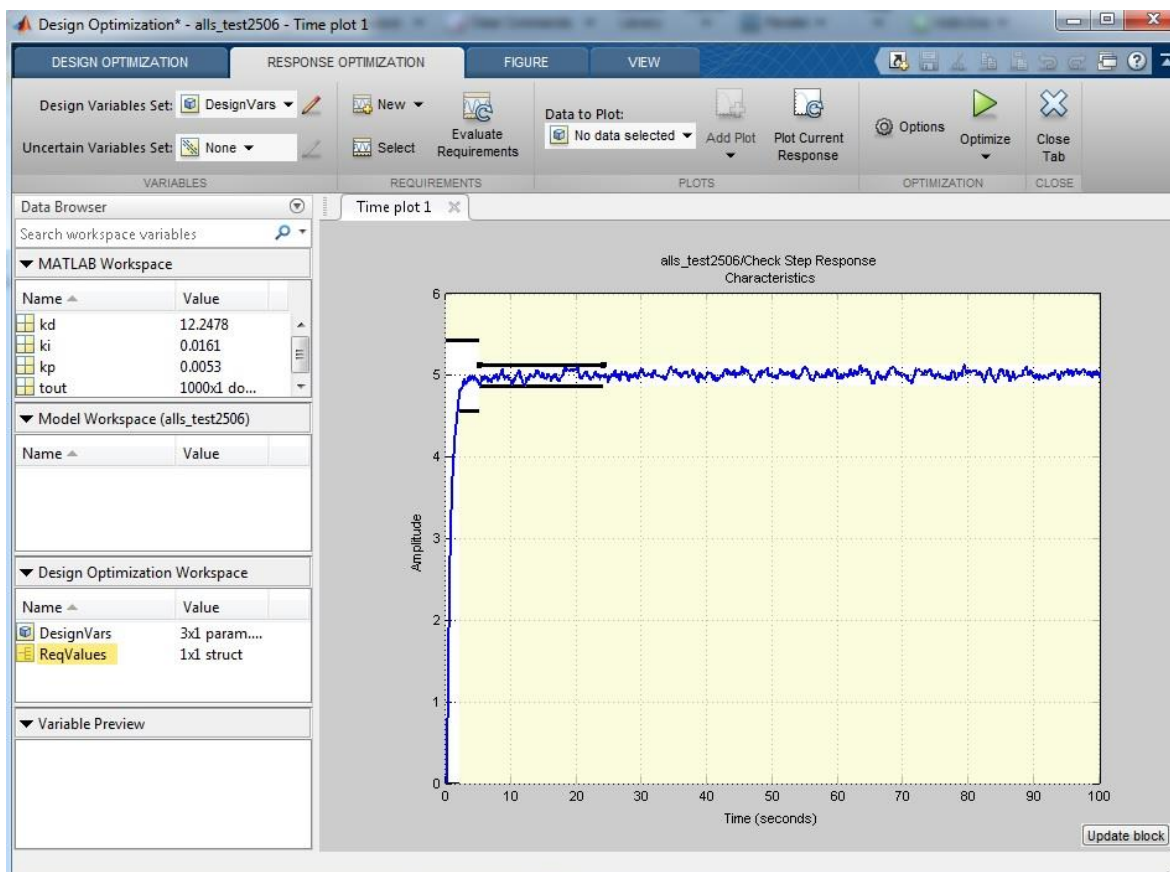


Рис. 4. Окно установки коридоров оптимизации

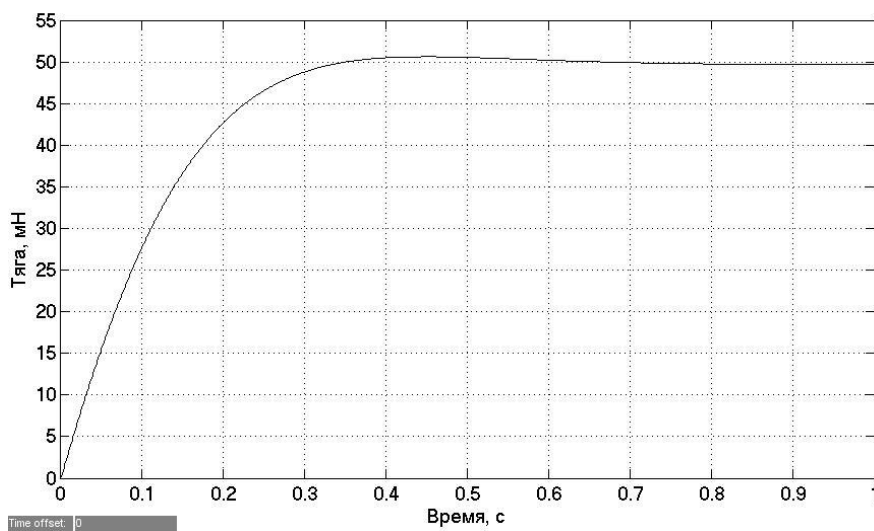


Рис. 5. Тяга ЭНД в процессе запуска

дено для двух режимов работы нагревателя: при установившихся значениях 150 Вт и 200 Вт. Получены основные параметры ЭРД, такие как тяга, расход РТ и удельный импульс.

Полученные данные в дальнейшем будут верифицированы с экспериментом.

Используя полученные характеристики запуска двигателя, возможно более точно определить мо-

мент начала запуска и повысить точность обеспечения заданного орбитального положения КБ при решении транспортной задачи. В дальнейшем для полного рассмотрения транспортной задачи орбитального маневрирования необходимо решить проблему определения характеристик выключения двигателя и временную диаграмму подготовки рабочего тела.

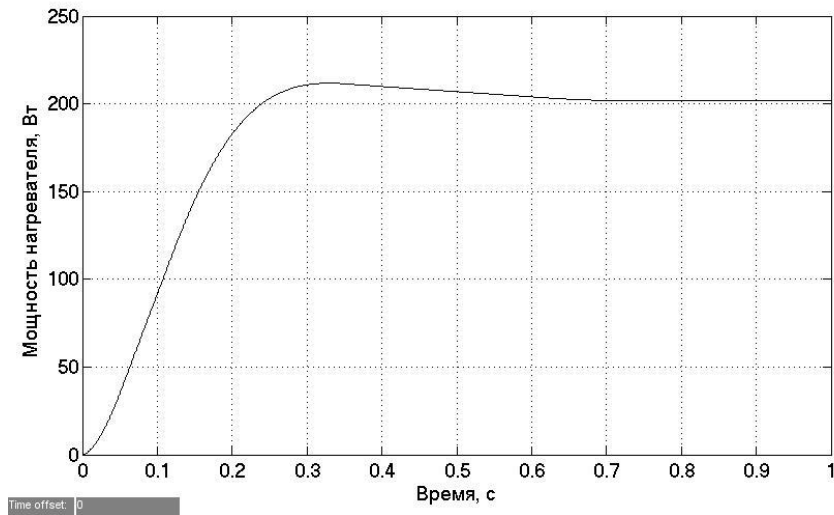


Рис. 6. Мощность, потребляемая двигателем в процессе запуска

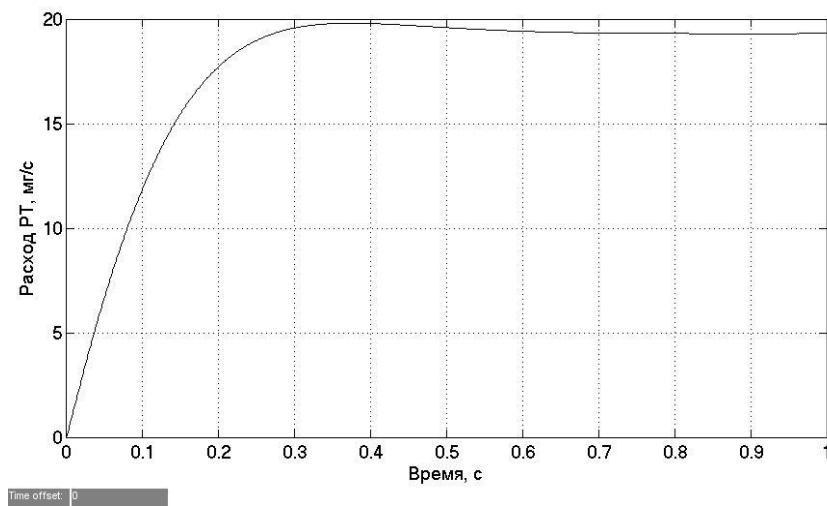


Рис. 7. Расход рабочего тела в процессе запуска

Таблица 1

Основные параметры ЭРДУ

Параметр	Значения					
Мощность нагревателя двигателя БДУ 150W						
Время переходного процесса, сек	0,91	0,88	0,87	0,84	0,82	0,86
Установившееся значение тяги за включение $F_{БДУ}$, мН	4,75	4,85	4,84	4,98	5	4,95
Установившийся расход за включение $\dot{m}_{БДУ}$, мг/с	27,62	27,9	27,8	28	28	27,9
Установившееся значение удельного импульса за включение $I_{БДУ}$, м/с	1719	1732	1741	1778	1785	1774
Мощность нагревателя двигателя БДУ 200W						
Время переходного процесса, сек	0,69	0,68	0,67	0,7	0,66	0,68
Установившееся значение тяги за включение $F_{БДУ}$, мН	4,99	4,97	5,05	5,0	5,03	5,01
Установившийся расход за включение $\dot{m}_{БДУ}$, мг/с	19,36	19,34	19,37	19,36	19,37	19,36
Установившееся значение удельного импульса за включение $I_{БДУ}$, м/с	2590	2569	2607	2582	2596	2587

Литература

1. Фадеенков, П. В. Оптимизация перелетов между некомпланарными круговыми орбитами с двухступенчатым разгонным блоком с химическим и электрореактивным двигателями [Текст] / П. В. Фадеенков // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2007. – №1. – С. 116-122.
2. Воробьева, И. А. Проектно-баллистические исследования по групповым запускам спутников в одном пуске ракеты носителя на разнесенные базовые орбиты [Текст] / И. А. Воробьева, А. Д. Шептун // Наука і техніка Повітряних Сил Збройних Сил України. – 2014. – № 3(16). – С. 164-168.
3. Lillesand, T. Remote sensing and image interpretation [Text] / T. Lillesand, R. W. Kiefer, J. Chipman. – 7th Edition. – John Wiley & Sons, 2015. – 736 p.
4. Овчинников, М. Ю. Малые мира сего [Текст] / М. Ю. Овчинников // Компьютерра. – 2007. – № 15. – С. 37-43.
5. Погудин, А. В. Особенности рационального управления двигательных установок для формирования спутниковой группировки [Текст] / А. В. Погудин, С. В. Губин // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии : сб. науч. тр. М-во образования и науки Украины, Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ». – Харьков, 2017. – Вып. 78. – С. 74 – 82.
6. Погудин, А. В. Математическое моделирование электронагревной двигательной установки в формировании микро спутниковой группировки [Текст] / А. В. Погудин // Авиационно-космическая техника и технология. – 2018. – Вып. 3/147. – С. 45 – 51.
7. Погудин, А. В. Обоснование выбора среды моделирования электропитания электронагревного двигателя малых космических аппаратов [Текст] / А. В. Погудин // Матеріали Всеукраїнської науково-технічної конференції «Інтегровані комп'ютерні технології в машинобудуванні ІКТМ-2017», Харків, 2017. – X., – Том 1. – С. 220.
8. Krejci, D. Space propulsion technology for small spacecraft [Electronic resource] / D. Krejci. – Available at: <https://dspace.mit.edu/handle/1721.1/114401> – 05.08.2019.
9. Схемы энергетических и двигательных установок для космических аппаратов [Текст] : учеб. пособие / К. В. Безручко, С. Ю. Нестеренко, С. А. Огиенко, С. В. Синченко. – Харьков : Изд-во Нац. аэрокосм. ун-т им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», 2016. – 180 с.
10. Fuentes-Perez, Francisco Juan. Differential Pressure Sensors for Underwater Speedometry in Variable Velocity and Acceleration Conditions [Text] / Juan Francisco Fuentes-Perez // IEEE Journal of Oceanic Engineering. – 2018. – Vol. 43, Iss. 2. – P. 418-426. DOI: 10.1109/JOE.2017.2767786.
11. Ruan, H., Hu, X., Sun, D. Simulation Design and Implementation of Thermal Control Subsystem for Satellite Simulator [Text] // H. Ruan, X. Hu, D. Sun // 12th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA), 18-20 June 2017. DOI: 10.1109/ICIEA.2017.8283032.

References

1. Fadeenkov, P. V. Optimizatsiya pereletov mezhdru nekomplanarnymi krugovymi orbitami s dvukhstuppenchatym razgonnym blokom s khimicheskim i elektreaktivnym dvigatelyami. [Optimization of flights between non-coplanar circular orbits with a two-stage accelerating unit with chemical and electrojet engines]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aérokosmicheskogo universiteta*, 2007, no. 1, pp. 116-122.
2. Vorob'eva, I. A., Sheptun, A. D., Proektno-ballisticheskie issledovaniya po gruppovym zapuskam sputnikov v odnom puske rakety nositelya na raznesennye bazovye orbity. [Design and ballistic studies of group launches of satellites in one launch of a carrier rocket into spaced base orbits]. *Nauka i tekhnika Povitryanikh Sil Zbroinikh Sil Ukraini*, 2014, no. 3(16), pp. 164-168.
3. Lillesand, T., Kiefer, R. W., Chipman, J. *Remote sensing and image interpretation*. 7th Edition, John Wiley & Sons Publ., 2015. 736 p.
4. Ovchinnikov, M. Yu. *Malye mira sego* [Small worlds]. *Komp'yuterra*, 2007, no. 15, pp. 37-43.
5. Pogudin, A. V., Gubin, S. V. Osobennosti ratsional'nogo upravleniya dvigatel'nykh ustanovok dlya formirovaniya sputnikovoi gruppировки [Features of the rational control of propulsion systems for the formation of a satellite constellation] *Otkrytye informatsionnye i komp'yuternye integriruvannye tekhnologii*, 2017, no. 78, pp. 74 – 82.
6. Pogudin, A. V. Matematicheskoe modelirovaniye elektronagrevnoi dvigatel'noi ustanovki v formirovaniy mikro sputnikovoi gruppировки [Mathematical modeling of electric heating propulsion system in the formation of micro satellite constellation] *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, 2018, no. 3/147, pp. 45 – 51.
7. Pogudin, A. V. Obosnovanie vybora sredy modelirovaniya elektropitaniya elektronagrevnogo dvigatelya malykh kosmicheskikh apparatov [Substantiation of the selection of the simulation environment for power supply of the electric heating engine of small space vehicles]. *Vseukraïns'kaya naukovo-tekhnichna konferentsiya "Integrovani komp'yuterni tekhnologii v mashinobuduvanni IKTM-2017"*, 2017, vol. 1, pp. 220.
8. Krejci, D. *Space propulsion technology for small spacecraft*. Available at: <https://dspace.mit.edu/handle/1721.1/114401> (accessed 05.08.2019).
9. Bezruchko, K. V., Nesterenko, S. Yu., Ogienko, S. A., Sinchenko, S. V., *Skhemy energeticheskikh i dvigatel'nykh ustanovok dlya kosmicheskikh apparatov*. Ucheb. posobie [Schemes of power and propulsion systems for spacecraft], *Kharkov, KhAI*, 2016. 180 p.
10. Fuentes-Perez, Francisco Juan. Differential Pressure Sensors for Underwater Speedometry in Variable Velocity and Acceleration Conditions. *IEEE Journal of Oceanic Engineering*, 2018, vol. 43, Iss. 2, pp. 418-426. DOI: 10.1109/JOE.2017.2767786.
11. Ruan, H., Hu, X., Sun, D. Simulation Design and Implementation of Thermal Control Subsystem for Satellite Simulator. *12th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA)*, 18-20 June 2017. DOI: 10.1109/ICIEA.2017.8283032.

Поступила в редакцию 05.08.2019, рассмотрена на редколлегии 14.10.2019

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ЕЛЕКТРОНАГРІВНОГО ДВИГУНА НА ЕТАПІ ЗАПУСКУ

А. В. Погудін

Предметом дослідження в статті є процес прискорення робочого тіла в електронагрівному двигуні, що входить до складу бортової рухової установки, яка застосовується на космічному буксирі. Метою є отримання характеристик запуску електронагрівного двигуна, що входить в состави бортової рухової установки, яка застосовується на космічному буксирі, як функції часу, для подальшої оцінки часу підготовки бортової рухової установки до роботи і наближенні її тимчасових характеристик до хімічних ракетних двигунів. Завдання: формування пневмогідролічної схеми бортової рухової установки, структури бортової рухової установки, створення математичної моделі електронагрівного двигуна, визначення області функціонування електронагрівного двигуна, що входить до складу бортової рухової установки і характеристик запуску. Використовуваним методом є: моделювання процесів, що протікають при запуску в електронагрівному двигуні, що входить до складу бортової рухової установки, яка застосовується на космічному буксирі. Отримані наступні результати: визначено область обмежень статичної залежності тяги електронагрівного двигуна, що входить до складу бортової рухової установки, від витрати робочого тіла в діапазоні потужності нагрівача; отримані залежності від часу тяги електронагрівного двигуна, витрати робочого тіла електронагрівного двигуна і потужності, споживаної електронагрівним двигуном в процесі запуску; в результаті виконання оптимізації коефіцієнтів регулятора електронагрівного двигуна, була отримана передавальна функція. Наукова новизна результатів полягає в оцінці динамічних властивостей електронагрівного двигуна, що входить до складу бортової рухової установки, встановленої на космічному буксирі, отриманих в області обмеження тяги електронагрівного двигуна, витрати робочого тіла електронагрівного двигуна, потужності електронагрівача двигуна і передавальної функції регулятора електронагрівного двигуна, що входить до складу бортової рухової установки.

Ключові слова: космічний буксир; малий космічний апарат; бортова рухова установка; електронагрівний двигун; математична модель; питома імпульс; тяга; витрата робочого тіла; потужність нагрівального елемента.

MATHEMATICAL MODELING OF ELECTRIC HEATING ENGINE ON START-UP

A. V. Pohudin

The subject of research in the article is the process of accelerating the working fluid in an electric heating thruster, which is part of the onboard propulsion system used in space tug. The goal is to obtain the characteristics of starting an electric heating thruster, which is part of an onboard propulsion system used in space tug, as a function of time, to further evaluate the preparation time of an onboard propulsion system for operation and approximating its temporal characteristics to chemical rocket engines. Tasks: the formation of the pneumohydraulic diagram of the onboard propulsion system, the structure of the onboard propulsion system, the creation of a mathematical model of the electric heating thruster, the determination of the functioning area of the electric heating thruster, which is part of the onboard propulsion system and the launch characteristics. The method used is: simulation of processes occurring at start-up in an electric heating thruster, which is part of an onboard propulsion system used in space tug. The following results were obtained: the range of limitations of the static dependence of the thrust of the electric heating thruster, which is part of the onboard propulsion system, on the flow rate of the working fluid in the heater power range was determined; dependences on the thrust time of the electric heating thruster, the flow rate of the working fluid of the electric heating thruster, and the power consumed by the electric heating thruster during the start-up process are obtained; as a result of the optimization of the coefficients of the controller of the electric heating thruster, the transfer function was obtained. The scientific novelty of the results consists in assessing the dynamic properties of an electric heating thruster, which is part of an onboard propulsion system mounted on a space tug, obtained in the field of limiting the thrust of an electric heating thruster, the flow rate of the working fluid of an electric heating thruster, the power of an electric heater of an engine, and the transfer function of a regulator of an electric heating thruster, which is part of onboard propulsion system.

Keywords: space tug; small spacecraft; onboard propulsion installation; electric heating thruster; mathematical model; specific impulse; thrust; flow rate of the working fluid; power of the heating thruster.

Погудин Андрей Владимирович – аспирант кафедры космической техники и нетрадиционных источников энергии, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

Pogudin Andrey Vladimirovich – PhD student of Dept. of Space Technology and Unconventional Energy Sources, National Aerospace University “Kharkov Aviation Institute”, Kharkov, Ukraine, e-mail: andrey.pohudin@gmail.com.