

УДК 621.455

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-3-480-493

Для цитирования: Применение двигательной подсистемы на базе плазменного двигателя СПД-100В для довыведения и коррекции орбиты космических аппаратов «Экспресс-80» и «Экспресс-103» / Ю. М. Ермошкин, А. А. Внуков, Д. В. Волков и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 3. С. 480–493. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-3-480-493.

For citation: Ermoshkin Yu. M., Vnukov A. A., Volkov D. V., Kochev Yu. V., Simanov R. S., Yakimov E. N., Grikhin G. S. Application of the propulsion subsystem on the base of SPT-100B plasmic thruster to the Express-80 and Express-103 spacecraft's orbit raising and orbit control. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 3, P. 480–493. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-3-480-493.

Применение двигательной подсистемы на базе плазменного двигателя СПД-100в для довыведения и коррекции орбиты космических аппаратов «Экспресс-80» и «Экспресс-103»

Ю. М. Ермошкин¹, А. А. Внуков¹, Д. В. Волков¹, Ю. В. Кочев¹,
Р. С. Симанов¹, Е. Н. Якимов¹, Г. С. Грихин²

¹АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

²АО «Опытное конструкторское бюро «Факел»
Российская Федерация, 236001, г. Калининград, Московский просп., 181
E-mail: erm@iss-reshetnev.ru

В последнее время возросла актуальность задачи довыведения спутников на целевую орбиту бортовой электрореактивной двигательной подсистемой. Теоретический анализ и имевшаяся практика показали, что операция довыведения на геостационарную орбиту (ГСО) с некоей промежуточной орбиты выполнима, однако требует определенного времени, так как тяга бортовых электрореактивных двигателей (ЭРД) мала (40–300 мН) и несопоставима с тягой жидкостных двигателей апогейных двигательных установок (22–400 Н). Вследствие малой тяги ЭРД операция довыведения растянута по времени. Однако эффект в части увеличения массы, выводимой на ГСО, может перевешивать отрицательный эффект от увеличения времени введения спутника в эксплуатацию. Расчеты показали, что дополнительная масса спутника на ГСО может составить до нескольких сотен килограммов при времени довыведения порядка 6 месяцев. В частности, при массе космического аппарата (КА) не более 2500 кг становится возможным парный запуск существующими средствами выведения. С учетом положительного опыта, полученного ранее на КА «Экспресс-АМ5» и «Экспресс-АМ6», проектирование в АО «ИСС» спутников «Экспресс-80», «Экспресс-103» проводилось с расчетом на выполнение операции довыведения. Это дало возможность осуществить парный запуск одной ракетой-носителем типа «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М» и снизить затраты на запуск вдвое. Для увеличения тяги на этапе довыведения и сокращения его продолжительности была предусмотрена парная работа двигателей в режиме повышенной тяги. Суммарный эффект от применения операции довыведения в части увеличения массы КА на конечной орбите составил более 700 кг при длительности маневра до 158 сут. Полученный опыт позволяет при необходимости осуществлять парные запуски КА повышенной массы с довыведением на ГСО собственными двигателями в приемлемые сроки.

Ключевые слова: плазменный двигатель, космический аппарат, довыведение, система преобразования и управления, коррекция орбиты.

Application of the propulsion subsystem on the base of SPT-100b plasmic thruster to the Express-80 and Express-103 spacecraft's orbit raising and orbit control

Yu. M. Ermoshkin¹, A. A. Vnukov¹, D. V. Volkov¹, Yu. V. Kochev¹,
R. S. Simanov¹, E. N. Yakimov¹, G. S. Grikhin²

¹JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

²JSC "Experimental Design Bureau"

181, Moskovsky prosp. Kaliningrad, 236001, Russian Federation

E-mail: erm@iss-reshetnev.ru

Recently, there has been an increase of interest in satellite orbit raising using electric propulsion subsystems. Theoretic analyses and practical experience demonstrate that while orbit raising to GEO via a transfer orbit is feasible, it requires a certain amount of time due to electric thrusters' thrust being low (40-300 mN) and thus incomparable with that of apogee propulsion systems' liquid propellant thrusters (22-400 N). Due to low thrust, orbit raising by electric thrusters is time-consuming. However, the associated increase in mass to GEO may counterbalance the long duration of satellite commissioning. Calculations demonstrate a potential added satellite mass on GEO of up to several hundred kilograms with orbit raising duration of about 6 months. In particular, with satellite mass not exceeding 2500 kg, coupled launch is possible using existing launch vehicles. ISS took into consideration the positive results obtained with Express-AM5, and Express-AM6 satellites to design the Express-80 and Express-103 with orbit raising in mind. Such approach allowed for a coupled launch on Proton-M carrier rocketed with Breeze-M upper stage, and a twofold launch cost saving. To increase thrust during orbit raising and decrease its duration, coupled thruster operation in high thrust mode was implemented. The resulting total mass on GEO increase constituted over 700 kilograms with maneuver duration of up to 158 days. This allows performing coupled launches of heavier satellites with orbit raising by means of electric propulsion in a feasible timeframe.

Keywords: plasmic thruster, spacecraft, orbit raising, power processing unit, tank, orbit control.

Введение

В последние несколько лет заметно возросла актуальность задачи довыведения спутников на целевую орбиту (orbit raising) бортовой электрореактивной двигательной установкой (подсистемой) [1; 2]. В некоторых случаях эта операция выполнялась вынужденно, например, в случае отказа апогейной двигательной установки (ДУ) или каких-то иных аномальных ситуаций. Так, в 2011 г. спутник АЕНФ (США) после отказа апогейной ДУ был доведен на геостационарную орбиту (ГСО) холловским двигателем коррекции орбиты ВРТ-4000 (XR-5) разработки фирмы Aerojet Rocketdyne [3].

В отечественной практике операция постановки спутника в заданную точку стояния на геостационарной орбите после выведения разгонным блоком (этап приведения в точку) осуществлялась при каждом пуске космических аппаратов (КА) с электрореактивной двигательной установкой (ЭРДУ) на борту, начиная с КА «Космос-1366» (1982). Данную операцию можно трактовать как маломасштабное довыведение с учетом относительно небольшой величины выраба-

тываемого суммарного импульса. Аналогичная операция была проведена для спутников типа «Ямал-100» (1999), «Ямал-200» (2003). Довыведение осуществлялось двигателями коррекции М-70 разработки ОКБ «Факел» [4].

Теоретический анализ и имевшаяся практика показали, что операция довыведения на геостационарную орбиту с некоей промежуточной орбиты вполне реализуема, однако растянута по времени, так как тяга бортовых ЭРД мала (40–300 мН) и несопоставима с тягой жидкостных двигателей апогейных ДУ (22–400 Н). Однако возможный достигаемый эффект в части увеличения массы, выводимой на ГСО, может перевешивать отрицательный эффект от увеличения времени введения спутника в эксплуатацию. В частности, в МАИ были проведены расчеты, которые показали, что дополнительная масса КА на ГСО может составить до нескольких сотен килограммов при времени довыведения порядка 6 месяцев [5; 6].

Формальных критериев для определения оптимального времени довыведения не существует. Однако очевидно, что эксплуатант КА заинтересован в максимальном снижении длительности данной операции. Поэтому этот параметр определяется разумным балансом между величиной дополнительно выводимой массы и временем выполнения маневра. Европейские специалисты подсчитали экономический эффект от внедрения операции довыведения средствами бортовой электрореактивной двигательной системы. В частности, при массе КА не более 2500 кг становится возможным парный запуск. При использовании носителя Falcon 9 стоимость запуска одного КА снижается до 25 млн USD, при этом общее снижение стоимости для оператора составляет 30 % [7]. Такой подход был реализован, в частности, при запуске КА EUTELSAT 115 West B (2015), который за рубежом принято считать первым «полностью электрическим космическим аппаратом» [1]. Отметим, что концепция «полностью электрического КА» была более подробно раскрыта и уточнена в работе [8].

Как показывают расчеты, на время довыведения непосредственным образом влияет располагаемая тяга двигателей: чем выше тяга, тем меньше длительность маневра [6]. Поэтому тягу двигателей на этапе довыведения целесообразно выбирать максимально возможной, исходя из располагаемой мощности бортовой системы электропитания. Варианты применения мощных двигателей для решения задачи довыведения активно рассматриваются за рубежом [9]. Увеличить тягу можно увеличением мощности единичного агрегата, т. е. применить более мощный двигатель, либо использовать несколько (например, пару) двигателей меньшей мощности одновременно. Благоприятным фактором для увеличения мощности потребления двигательной системы на этапе довыведения является то, что на данном этапе полезная нагрузка (ретранслятор) не работает по назначению, поэтому на борту имеется некоторый избыток мощности. С учетом всех ограничивающих обстоятельств, длительность довыведения 6 месяцев можно принять в качестве верхней предельной границы, приемлемой для потребителя, хотя, разумеется, эта граница условна. Исходя из принятого ограничения по времени выполнения операции, можно определить предельную величину выводимой массы при известной тяге двигателей.

В России этап довыведения был запланирован и осуществлен при запуске тяжелых КА «Экспресс-АМ5» (2013) и «Экспресс-АМ6» (2014), масса которых превышала возможности средств выведения. Эти КА были созданы в АО «ИСС» [10; 11]. Довыведение осуществлялось бортовой электрореактивной двигательной системой на базе широко известных двигателей СПД-100В разработки ОКБ «Факел». Во время маневра работал один двигатель. На КА «Экспресс-АМ5» было выработано около 20 кг ксенона, используемого в качестве рабочего тела, суммарный импульс составил 298 кН·с, общая длительность операции составила 67 суток. Начальная масса КА на ГСО составила 3360 кг, эффект в смысле увеличения массы составил около 110 кг. На КА «Экспресс-АМ6» вследствие повышенных ошибок выведения задача оказа-

лась более объемной. Было выработано 43,6 кг ксенона, суммарный импульс составил 650 кН·с, общая длительность операции составила 118 суток.

С учетом положительного опыта, полученного на КА «Экспресс-АМ5» и «Экспресс-АМ6», проектирование следующих КА «Экспресс-80», «Экспресс-103» также проводилось с расчетом на выполнение операции довыведения, что дало возможность применить парный запуск одной ракетой-носителем типа «Протон-М» с разгонным блоком «Бриз-М». Это позволило снизить затраты на запуск вдвое, что является, как было отмечено выше, исключительно выгодным для заказчика и эксплуатанта КА. Масса КА «Экспресс-80» на ГСО по проекту составила 1960 кг, «Экспресс-103» – 2065 кг, суммарный эффект от применения довыведения – 775 кг. Стартовая масса на геопереходной орбите после отделения от разгонного блока составила 2110 и 2280 кг соответственно. Для увеличения тяги на этапе довыведения и сокращения его продолжительности была предусмотрена парная работа двигателей. Настоящая работа посвящена вопросам применения двигательной системы на базе двигателей типа СПД-100В для выполнения операции довыведения спутников «Экспресс-80», «Экспресс-103» на геостационарную орбиту.

Состав двигательной подсистемы коррекции и довыведения. Выбор типа двигателей, их компоновка на спутнике

В состав двигательной подсистемы для задач довыведения и коррекции орбиты вошли шесть блоков коррекции на базе двигателя СПД-100В, созданных в ОКБ «Факел», Россия (рис. 1, 2), три прибора РРУ-Мк2, шесть блоков фильтрации FU (TAS-B, Бельгия, рис. 3, 4), блок подачи ксенона (АО «ИСС», Россия, рис. 5), ксеноновый бак высокого давления (АО «ИСС», Россия, рис. 6).

Исходя из удобства компоновки на спутнике, для довыведения был применен блок, состоящий из двигателя и блока газораспределения (БГР) в вертикальной компоновке, при которой двигатель был установлен на БГР (рис. 1). Для коррекции орбиты были применены блоки в варианте горизонтальной компоновки, когда БГР размещен на платформе рядом с двигателем (рис. 2). Такая компоновка удобнее для размещения блоков под пакетами солнечных батарей спутника в транспортировочном положении.

В качестве двигателя был выбран широко известный как в России, так и за рубежом плазменный двигатель СПД-100В. Основанием для такого выбора послужила обширная летная история данного двигателя, его высокая надежность, ресурс и достаточный уровень тяги при приемлемой экономичности.

Указанные блоки (за исключением блоков РРУ и FU) были объединены в систему межблочными трубопроводами по схеме, представленной на рис. 7. Питание всех двигателей рабочим телом осуществлялось из общего бака. Для редуцирования давления рабочего тела до требуемого на входе в двигатель применялся единый двухканальный блок подачи ксенона.



Рис. 1. Блок коррекции довыведения на базе СПД-100В

Fig. 1. Orbit raising thruster unit on the base of SPT-100B



Рис. 2. Блок коррекции орбиты на базе СПД-100В

Fig. 2. Orbit control thruster unit on the base of SPT-100B

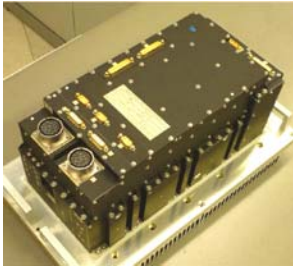


Рис. 3. Прибор PPU-Mk2

Fig. 3. PPU-Mk2 unit



Рис. 4. Блок фильтрации FU

Fig. 4. Filter unit



Рис. 5. Блок подачи ксенона

Fig. 5. Xenon feed unit



Рис. 6. Ксеноновый бак высокого давления

Fig. 6. High pressure xenon tank

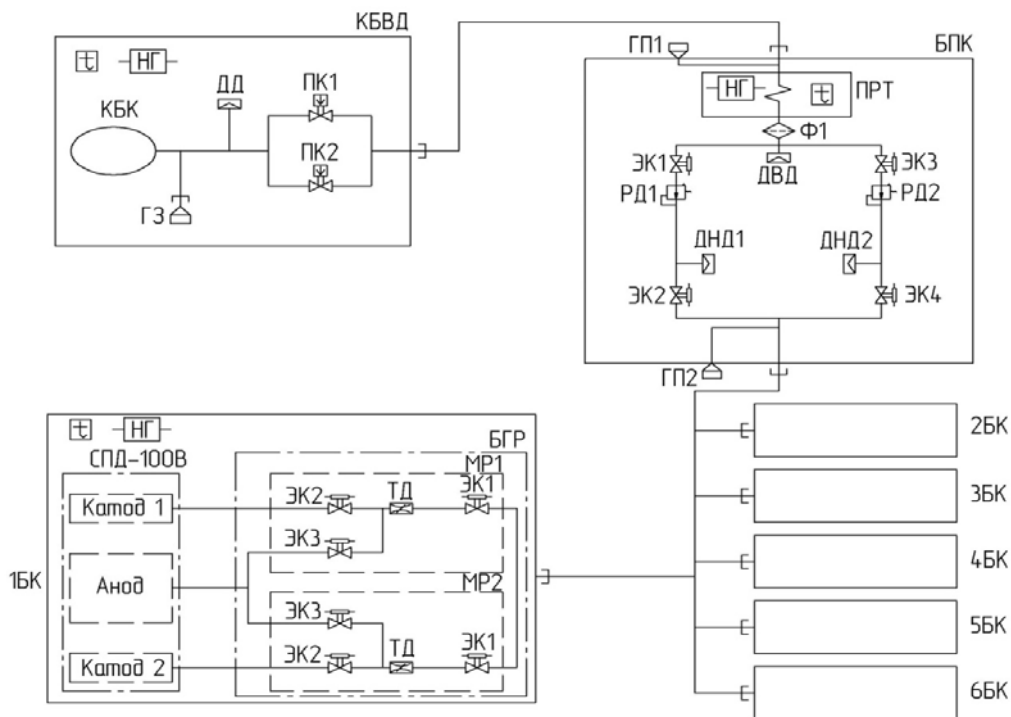


Рис. 7. Функциональная схема двигательной подсистемы:

КБВД – ксеноновый бак высокого давления; БПК – блок подачи ксенона; БГР – блок газораспределения; ГЗ – горловина заправочная; ГП – горловина проверочная; ДВД – датчик высокого давления; ДНД – датчик низкого давления; ДД – датчик давления; КБК – корпус баллона композитного; НГ – нагреватель; ПК – пироклапан; ПРТ – подогреватель рабочего тела; РД – редуктор давления; ТД – термодроссель; Ф – фильтр; ЭК – электроклапан (клапан управляющий); t – датчик температуры

Fig. 7. Propulsion subsystem functional scheme

Одним из важных вопросов, который каждое предприятие – разработчик КА решает в соответствии со своими предпочтениями и сложившейся технической школой, является размещение двигателей на корпусе КА и концепция их использования. Здесь возможны различные технические решения, каждое из которых имеет свои достоинства и недостатки. В АО «ИСС» для КА «Экспресс-80» и «Экспресс-103» была принята концепция раздельного использования двигателей для довыведения и последующей коррекции орбиты. Двигатели были закреплены на корпусе КА неподвижно. Такой подход имеет свои преимущества, хотя известны и варианты размещения двигателей на приводах или манипуляторах [12]. Для коррекции долготы и наклона орбиты предназначены двигатели 1–4, для операции довыведения – двигатели 5 и 6 (рис. 8). Преимуществом данной концепции является то, что у двигателей довыведения практически отсутствуют потери в тяге из-за малого отклонения их осей от требуемого направления. Другим преимуществом данной компоновки является то, что с учетом значительного масштаба операции довыведения в смысле величины вырабатываемого суммарного импульса не расходуется ресурс двигателей коррекции орбиты. Неподвижное закрепление двигателей позволяет отказаться от достаточно сложной системы управления вектором тяги с использованием приводов или манипуляторов и снизить за счет этого массу конструкции платформы спутника. Парное размещение двигателей довыведения позволяет увеличить тягу при их совместной работе.

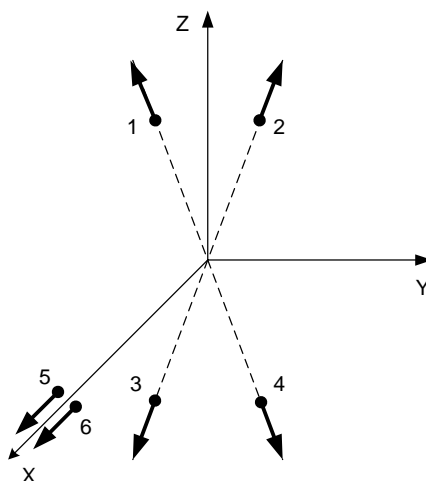


Рис. 8. Расположение блоков коррекции по осям связанной системы координат (X – по радиус-вектору, Y – по вектору скорости, Z – на Север):
1–4 – двигатели коррекции орбиты; 5–6 – двигатели довыведения

Fig. 8. Thruster units allocation along the axis of the concerned coordinate system (X – along the radius vector, Y – along to velocity vector, Z – to North):
1–4 – orbit control thrusters; 5–6 orbit raising thrusters

Режимы работы двигателей. Организация их питания рабочим телом и электроэнергией. Схема управления двигателями

Кроме увеличения тяги за счет парной работы двигателей на КА «Экспресс-80», «Экспресс-103» был применен дополнительный способ – за счет увеличения потребляемой мощности. Благодаря тому, что прибор РПУ-Мк2 позволял регулировать выходные параметры в определенном диапазоне, была выбрана мощность двигателя СПД-100В, отличная от номинальной величины 1350 Вт. На измененном режиме мощность разряда составила 1530 Вт, ожидаемая тяга – 91,2 мН, удельный импульс – 1580 с. Тяга в данном режиме возросла примерно на 10 %, экономичность – на 4 %. Следует отметить, что такое увеличение мощности и тяги оказалось

возможным и практически не повлияло на ресурс двигателя благодаря тому, что данная модель изначально проектировалась на тягу порядка 100 мН, от чего впоследствии отказались. Поэтому увеличение мощности и тяги в относительно небольших пределах от номинального режима оказалось возможным и достаточно легко реализуемым.

Для парной работы двигателей необходимо было обеспечить двойной расход рабочего тела через блок подачи ксенона (на уровне порядка 12 мг/с). Благодаря тому, что применявшийся ранее БПК (рис. 5) имел более чем двойной запас по расходу при сохранении выходного давления на требуемом уровне 2,6 кгс/см², было принято решение применить тот же тип БПК, который применялся и ранее на предыдущих КА разработки АО «ИСС».

Как указывалось выше, на КА «Экспресс-80», «Экспресс-103» для питания и управления двигателями СПД-100В были применены приборы PPU Mk2 разработки и производства фирмы TAS-B (Бельгия) [13]. Эти приборы обладают определенными преимуществами по сравнению с отечественными системами преобразования и управления (СПУ). В частности, функционал PPU позволяет осуществлять гибкую настройку выходных параметров цепей питания и управления, что дает возможность применять PPU-Mk2 с различными типами двигателей. На рис. 9 показан диапазон возможных выходных характеристик PPU-Mk2.

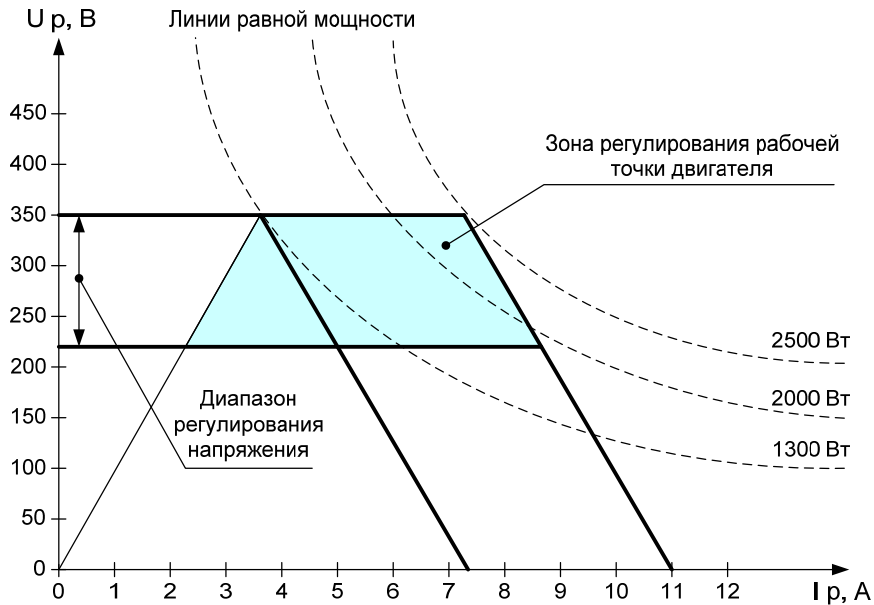


Рис. 9. Диапазон возможных выходных характеристик разрядной цепи PPU-Mk2

Fig. 9. Interval of the PPU-Mk2 discharge circuit possible output performances

Исходным значением настройки PPU по мощности было 1350 Вт, однако, как указывалось выше, для КА «Экспресс-80», «Экспресс-103» была принята мощность 1530 Вт, поэтому перед каждым сеансом коррекции данное значение в виде уставки 5 А по току и 306 В по напряжению разряда закладывалось в PPU бортовым программным обеспечением.

Для решения задач довыведения и коррекции орбиты была выбрана схема запитки блоков коррекции, предполагающая применение трех приборов PPU-Mk2 и шести блоков фильтрации FU (рис. 10).

Приведенная на рис. 10 схема была выбрана, исходя из возможностей PPU-Mk2 по управлению одним из двух блоков коррекции за счет встроенного внутреннего коммутатора двигателей (Thruster switch unit – TSU). На проектном этапе также рассматривался вариант применения

двух РПУ-Мк2, одного внешнего коммутационного прибора (External thruster switch unit – ETSU) и шести блоков фильтрации FU. Такое решение позволило бы уменьшить массу силовой электроники двигательной подсистемы примерно на 20 %. Однако этот вариант требовал доработки внешнего коммутатора ETSU под бортовую шину питания 100 В, дополнительных затрат финансовых ресурсов и времени, поэтому от него отказались.

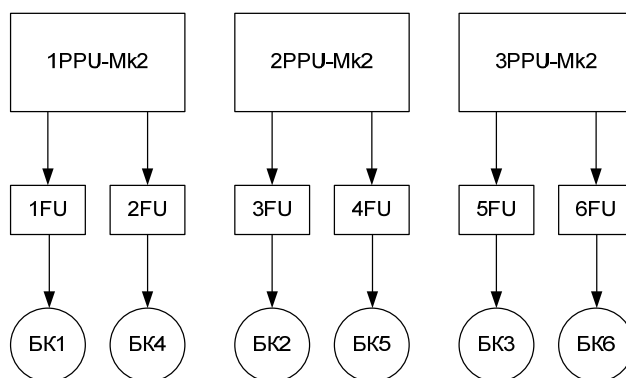


Рис. 10. Реализованная схема запитки блоков коррекции

Fig. 10. Consummated scheme of the thruster units feeding

Управление двигательной подсистемой от бортового программного обеспечения

Традиционным техническим решением, применяемым в АО «ИСС» для управления процессом запуска и контроля работы двигателей, является использование бортового программного обеспечения (БПО), реализуемого в центральной БЦВМ. Это позволяет упростить построение и логику систем преобразования и управления (СПУ). Однако приборы РПУ Мк2, примененные в составе системы коррекции КА «Экспресс-80», «Экспресс-103», имели встроенную логику, позволяющую самостоятельно реализовывать циклограмму запуска двигателей. С учетом этого обстоятельства на БПО системы коррекции возлагались задачи ограниченного объема, а именно:

– занесение в РПУ уставки 5А по току, 306 В по напряжению разряда, 12 А по току накала катода;

- считывание значений телеметрических параметров;
- выдача команд на формирование режимов РПУ;
- отключение РПУ и двигателей в аномальных ситуациях;
- формирование статистических и диагностических отчетов.

Данная версия БПО системы коррекции прошла полный цикл автономного и комплексного тестирования, а также проверку на этапе электрических испытаний КА.

Интеграция двигательной подсистемы

С учетом того, что состав двигательной подсистемы КА «Экспресс-80», «Экспресс-103» значительно отличался от принятого ранее на других КА разработки АО «ИСС», прежде всего наличием трех приборов РПУ-Мк2, новым режимом работы двигателей, их парной работой, значительное внимание было уделено интеграции двигательной подсистемы. В данном случае под интеграцией понимается проверка совместной работоспособности составных частей двигательной подсистемы (за исключением ксенонового бака) при реальном включении двигателей. Для исключения необратимых операций, таких как подрыв пироклапанов, в процессе испытаний вместо штатного бака для размещения запаса ксенона использовался технологический баллон. Испытания проводились в вакуумной камере объемом 80 м³ (рис. 11).

В процессе испытаний проводилась запись всех телеметрических параметров двигательной подсистемы. Кроме того, фиксировалась тяга двигателей, давление в вакуумной камере, температура посадочных мест, на которых были установлены приборы PPU Mk2. Типичные графики тяги при запуске и работе двигателей доведения приведены на рис. 12. Парная работа двигателей в вакуумной камере показана на рис. 13. В процессе интеграционных испытаний была продемонстрирована совместная работоспособность блоков двигательной подсистемы, соответствие всех основных параметров (мощность, тяга, удельный расход) требуемым значениям, сняты переходные характеристики при включении и отключении двигателей, а также параметры пульсаций при стационарной работе.

На этапе электроиспытаний КА была также продемонстрирована работоспособность системы коррекции, в том числе с участием специализированного бортового программного обеспечения, при этом вместо двигателей использовались их электрические имитаторы, так как включить плазменные двигатели в атмосферных условиях невозможно.



Рис. 11. Внешний вид вакуумной камеры стенда ГБУ-60

Fig. 11. Outside image of the GBU-60 test bench vacuum chamber

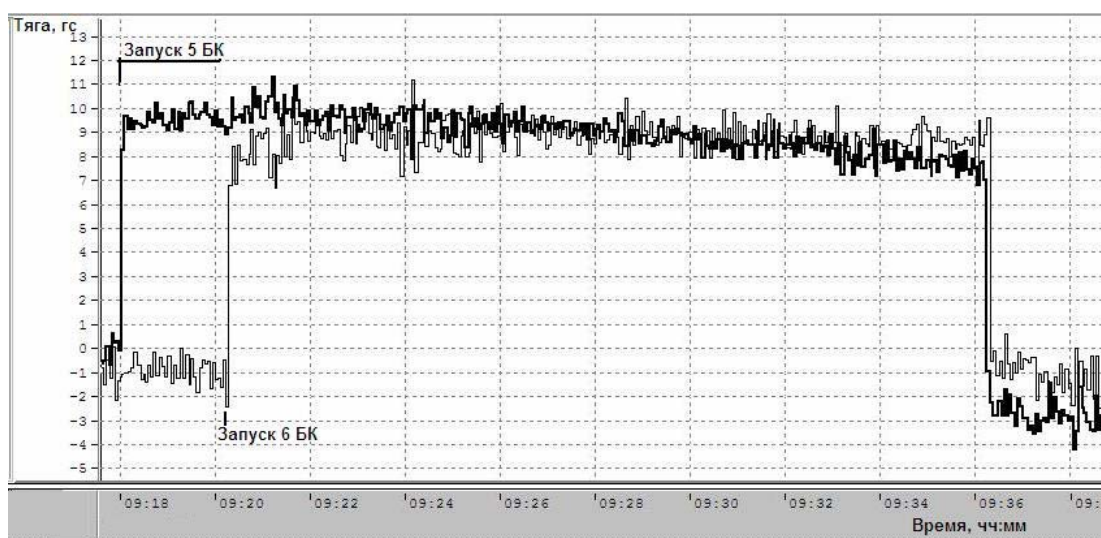


Рис.12. Тяга двигателей доведения при включении от PPU mk2 в вакуумной камере

Fig. 12. Thrust of the orbit raising thrusters with firing by the PPU Mk2 in the vacuum chamber

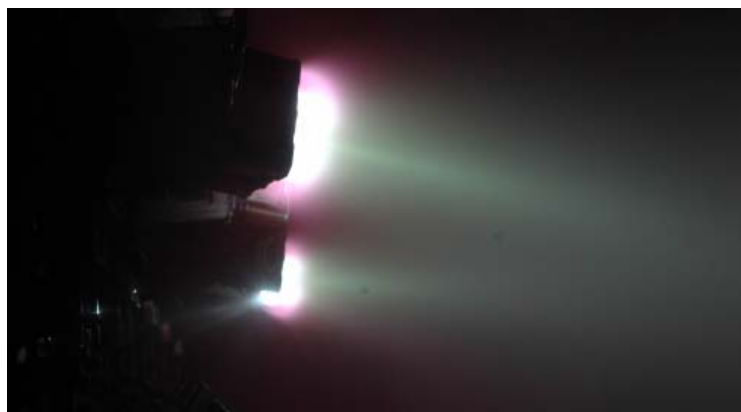


Рис. 13. Парная работа двигателей СПД-100В во время интеграционных испытаний

Fig. 13. SPT-100B thrusters coupling action during the integration test

Выполнение маневра довыведения

Заправка ксеноном каждого КА осуществлялась до полной вместимости бака – 300 кг. Запуск на геопереходную эллиптическую орбиту был осуществлен 31.07.2020. Параметры геопереходной орбиты: апогей – 54900 км, перигей – 16670 км, эксцентриситет – 0,453, наклонение $\sim 0,7^\circ$ [14].

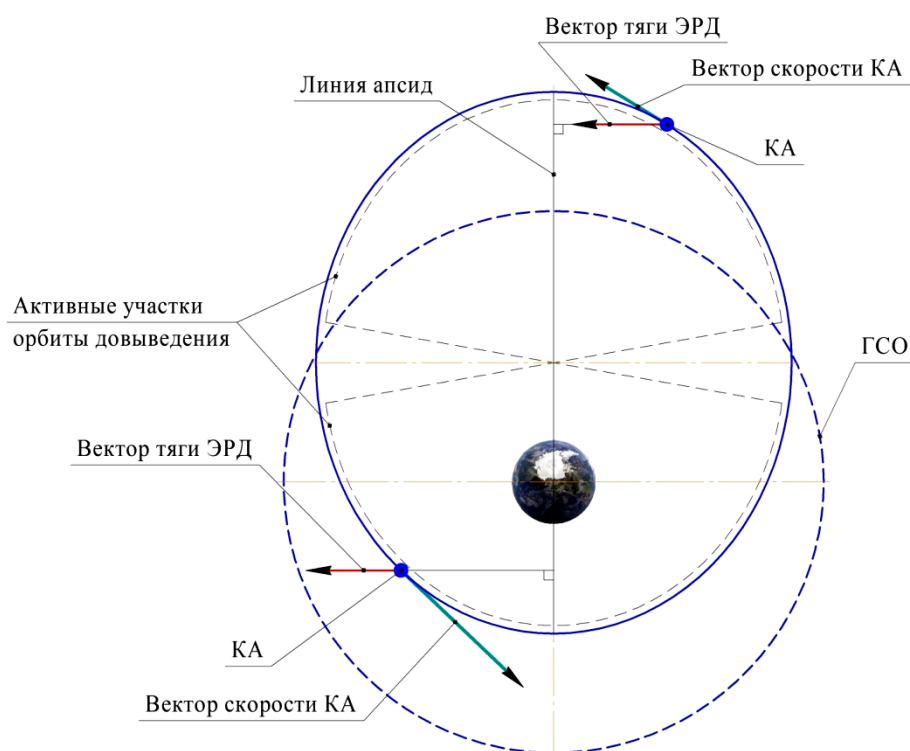


Рис. 14. Схема довыведения КА «Экспресс-80» и КА «Экспресс-103»

Fig. 14. SC “Express-80” and “Express-103” orbit raising scheme

Довыведение осуществлялось по модифицированной схеме Спитцера (рис. 14), в соответствии с методикой [15] и заключалось в коррекции эксцентриситета орбиты с одновременной коррекцией ее периода с целью организации дрейфа КА в рабочую точку на ГСО и пассивным,

за счёт естественной эволюции, уменьшением наклона. Такая схема позволила, во-первых, исключить отдельный этап приведения КА на рабочую долготу, сократив таким образом суммарное время ввода КА в штатную эксплуатацию, а во-вторых, сократить затраты на коррекцию эксцентриситета, обеспечив меньший эксцентриситет начальной орбиты довыведения за счёт неполной коррекции наклона разгонным блоком. Для целей организации непрерывной ориентации вектора тяги ЭРД перпендикулярно линии апсид орбиты довыведения КА был развёрнут относительно оси OZ связанной системы координат до совпадения оси OX связанной системы координат с перпендикуляром к линии апсид.

Довыведение КА «Экспресс-80», совмещенное с приведением в рабочую точку на ГСО $80,0^\circ$ в.д., было осуществлено за 149 суток при плановой длительности 152 суток. За это время было выполнено 232 парные коррекции общей длительностью работы двигателей 5767 ч. Затраты ксенона на довыведение и приведение в рабочую точку составили 124 кг. Результаты траекторных измерений в процессе и по завершении довыведения подтвердили соответствие реальной тяги двигателей коррекции расчётным значениям.

Довыведение КА «Экспресс-103» осуществлялось по методике, аналогичной «Экспресс-80». Данная операция, совмещенная с приведением КА в точку на ГСО $103,0^\circ$ в.д., была осуществлена за 158 суток при плане 160 суток. За это время проведено 257 парных коррекций общей длительностью работы двигателей 6046 ч. Затраты ксенона составили 130 кг.

Заключение

Представленные материалы позволяют заключить следующее:

1. Маневр довыведения для спутников «Экспресс-80», «Экспресс-103» выполнен успешно. Апробирована методика данной операции. Ее длительность для КА «Экспресс-80» составила 149 суток, для КА «Экспресс-103» – 158 суток, что удовлетворяет директивным срокам. При этом израсходовано 124 и 130 кг ксенона соответственно. Столь масштабный маневр довыведения проведен в РФ впервые. Полезный эффект от применения данной концепции составил для двух КА суммарно 775 кг, что позволило размесить на борту КА полезную нагрузку увеличенной производительности.

2. Продемонстрирована совместная работоспособность двух двигателей, а также приборов управления и преобразования при длительности порядка 3000 ч, а также способность блока подачи ксенона обеспечивать двойной расход рабочего тела с требуемым давлением на входе в двигатели. Благодаря возможностям приборов PPU Mk2, реализован режим повышенной мощности двигателей, позволяющий повысить тягу примерно на 10 % и экономичность – на 4 %. По данным радиоконтроля орбиты, подтверждена величина ожидаемой тяги двигателей.

3. Полученный опыт позволяет при необходимости осуществлять парные запуски КА повышенной массы с довыведением на ГСО собственными двигателями в приемлемые сроки. Для уменьшения длительности довыведения в перспективе могут быть использованы двигатели повышенной тяги.

Библиографические ссылки

1. Casaregola C. Electric Propulsion for Station Keeping and Electric Orbit Raising on Eutelsat Platform // Joint Conference of 30th ISTS, 34th IEPC, 6th NSAT, Kobe-Hyogo, Japan, July 4–10, 2015, IEPC-2015-97. 6 p.

2. Выведение космического аппарата на геостационарную орбиту комбинированным методом / А. В. Яковлев, А. А. Внуков, Т. Н. Баландина и др. // Вестник СибГУ. 2016. Т. 17, № 3. С. 782–789.

3. 30 Years of Electric Propulsion Flight Experience at Aerojet Rocketdyne / W. A. Hoskins, R. J. Cassady, R. Myers et al. // 33st International Electric Conference. The George Washington University, USA, October 6-10, 2013, IEPC-2013-439. 12 p.
4. Overview of Electric Propulsion activity in Russia / N. A. Testodov, L. A. Makridenko, N. N. Sevast'yanov, et al. // 30th International Electric Conference. Florence, Italy, Sept. 17–20, 2007, IEPC-2007-275. 16 p.
5. Konstantinov M. The analysis of electric propulsion characteristics on efficiency of transport maneuvers // 30th International Electric Propulsion Conference. Florence, Italy, Sept. 17–20, 2007, IEPC-2007-212. 18 p.
6. Obukhov V. A., Petukhov V. G., Popov G. A. Application of Stationary Plasma Thrusters for Spacecraft Insertion into the Geostationary Orbit // Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC. Series “63rd International Astronautical Congress 2012, IAC 2012” 2012. P. 7569–7577.
7. J. Gonzalez del Amo. European Space Agency Activities in Electric Propulsion // 33st International Electric Conference. The George Washington University, USA, October 6–10, 2013, IEPC-2013-37. 9 p.
8. Ермошкин Ю. М., Волков Д. В., Якимов Е. Н. О концепции «полностью электрического космического аппарата» // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т.19, № 3. С. 489–496.
9. Trescott J. A., Horton J. F., Rapoport S. The Benefits of Continued Advances in the Propulsive Capability of the Electric GEO Communications Satellite // The 36th International Electric Propulsion Conference, University of Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019, IEPC-2019-212. 10 p.
10. Красильников А. Мощный телекоммуникационный «Экспресс-АМ5 // Новости космонавтики. 2014. № 2. С. 38–41.
11. Красильников А. Трудный путь «Экспресса-АМ6 // Новости космонавтики. 2014. № 12. С. 42–45.
12. Rueda P., Schneider A. Electra – a Flexible Full Electric Propulsion Platform for GEO Missions // Aerospace Europe Bulletin. 2019. P. 21–23.
13. Bourguignon E., Fraselle S. Power Processing Unit Activities at Thales Alenia Space in Belgium // The 36th International Electric Propulsion Conference. University of Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019, IEPC-2019-584. 8 p.
14. Запуск космических аппаратов «Экспресс-103» и «Экспресс-80» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.roscosmos.ru/28882/> (дата обращения: 18.03.2021).
15. Пат. 25866945 Российская Федерация. Способ выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с использованием двигателей малой тяги / Доронкин М. Н., Бабанов А. А., Внуков А. А. и др. № 2014127670/11 ; заявл. 07.07.2014 ; опубл. 10.06.2016, Бюл. № 16, 10 с.

References

1. Casaregola C. Electric Propulsion for Station Keeping and Electric Orbit Raising on Eutelsat Platform. *Joint Conference of 30th ISTS, 34th IEPC, 6th NSAT*, Kobe-Hyogo, Japan, July 4–10, 2015, IEPC-2015-97, 6 p.
2. Yakovlev A. V., Vnukov A. A., Balandina et al. [Injection of a spacecraft into a geostationary orbit by a combined method]. *Vestnik SibGU*. 2016, Vol. 17, No. 3, P. 782–789 (In Russ.).
3. Hoskins W. A., Cassady R. J., Myers R. et al. 30 Years of Electric Propulsion Flight Experience at Aerojet Rocketdyne. *33st International Electric Conference*, The George Washington University, USA, October 6–10, 2013, IEPC-2013-439, 12 p.

4. Testoedov N. A., Makridenko L. A., Sevast'yanov N. N. et al. Overview of Electric Propulsion activity in Russia. *30th International Electric Conference*, Florence, Italy, Sept. 17–20, 2007, IEPC-2007-275, 16 p.
5. Konstantinov M. The analysis of electric propulsion characteristics on efficiency of transport maneuvers. *30th International Electric Propulsion Conference*, Florence, Italy, Sept. 17–20, 2007, IEPC-2007-212, 18 p.
6. Obukhov V. A., Petukhov V. G., Popov G. A. Application of Stationary Plasma Thrusters for Spacecraft Insertion into the Geostationary Orbit. *Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC. Series "63rd International Astronautical Congress 2012, IAC 2012"* 2012. P. 7569–7577.
7. J. Gonzalez del Amo. European Space Agency Activities in Electric Propulsion. *33st International Electric Conference*, The George Washington University, USA, October 6–10, 2013, IEPC-2013-37, 9 p.
8. Ermoshkin Yu. M., Volkov D. V., Yakimov E. N. On the concept of "all-electric spacecraft". *Siberian Journal of Science and Technology*. 2018. Vol. 19, No. 3, P. 489–496 (In Russ.).
9. Trescott J. A., Horton J. F., Rapoport S. The Benefits of Continued Advances in the Propulsive Capability of the Electric GEO Communications Satellite. *The 36th International Electric Propulsion Conference, University of Vienna, Austria*, Sept. 15–20, 2019, IEPC-2019-212, 10 p.
10. Krasil'nikov A. [Powerful telecommunication Express-AM5]. *Novosti kosmonavtiki*. 2014, No. 2, P. 38–41 (In Russ.).
11. Krasil'nikov A. [The hard way of Express-AM6]. *Novosti kosmonavtiki*. 2014, No. 12, P. 42–45 (In Russ.).
12. Rueda P., Schneider A. Electra – a Flexible Full Electric Propulsion Platform for GEO Missions. *Aerospace Europe Bulletin*, July 2019, P. 21–23.
13. Bourguignon E., Fraselle S. Power Processing Unit Activities at Thales Alenia Space in Belgium. *The 36th International Electric Propulsion Conference, University of Vienna, Austria*, Sept. 15–20, 2019, IEPC-2019-584, 8 p.
14. *Zapusk kosmicheskikh apparatov «Express-103» i «Express-80»* [Launch of the spacecraft "Express-103" and "Express-80"]. Available at: <https://www.roscosmos.ru/28882/> (accessed 18.03.2021).
15. Doronkin M. N., Babanov A. A., Vnukov A. A. et al. *Sposob vuvedeniya kosmicheskogo apparata na geostatsionarnuyu orbitu s ispol'zovaniem dvigatelei maloi tyagi* [Method of launching a spacecraft into geostationary orbit using low-thrust engines]. Patent RF, No. 2014127670/11, 2016.

© Ермошкин Ю. М., Внуков А. А., Грихин Г. С., Волков Д. В.,
Кочев Ю. В., Симанов Р. С., Якимов Е. Н., 2021

Ермошкин Юрий Михайлович – доктор технических наук, доцент, начальник лаборатории; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: erm@iss-reshetnev.ru.

Внуков Алексей Анатольевич – начальник группы; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: vnukov@iss-reshetnev.ru.

Волков Дмитрий Викторович – начальник сектора; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: dmitri@iss-reshetnev.ru.

Грихин Геннадий Сергеевич – ведущий инженер-конструктор; АО «Опытное конструкторское бюро «Факел». E-mail: info@fakel-russia.com.

Кочев Юрий Владимирович – кандидат технических наук, начальник группы; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: koch@iss-reshetnev.ru.

Симанов Руслан Сергеевич – ведущий инженер; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: simru@iss-reshetnev.ru.

Якимов Евгений Николаевич – начальник отделения; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: yen@iss-reshetnev.ru.

Yuriy Ermoshkin – Dr. Sc. (tech.), head of department; JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems. E-mail: erm@iss-reshetnev.ru.

Aleksey Vnukov – head of group; JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems. E-mail: vnukov@iss-reshetnev.ru.

Dmitry Volkov – head of sector; JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems. E-mail: dmitri@iss-reshetnev.ru.

Gennady Grikhin – leading design engineer; JSC “Experimental Design Bureau”. E-mail: info@fakel-russia.com.

Yuriy Kochev – Cand. Sc. (tech.), head of group; JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems. E-mail: koch@iss-reshetnev.ru.

Ruslan Simanov – leadig engineer, JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems. E-mail: simru@iss-reshetnev.ru.

Evgeniy Yakimov – head of division; JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems. E-mail: yen@iss-reshetnev.ru.
