

УДК 621.455

Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-696-707

**Для цитирования:** Особенности довыведения космических аппаратов «Экспресс-АМУ3», «Экспресс-АМУ7» на геостационарную орбиту / Ю. М. Ермошкин, А. А. Внуков, Д. В. Волков и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 696–707. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-696-707.

**For citation:** Ermoshki Yu. M., Vnukov A. A., Volkov D. V. et al. [The feature of the “Express-AMU3”, “Express-AMU7” spacecrafts inject to geostationary orbit]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 696–707. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-696-707.

## Особенности довыведения космических аппаратов «Экспресс-АМУ3», «Экспресс-АМУ7» на геостационарную орбиту

Ю. М. Ермошкин<sup>1</sup>, А. А. Внуков<sup>1</sup>, Д. В. Волков<sup>1</sup>, Ю. В. Кочев<sup>1</sup>, Р. С. Симанов<sup>1</sup>,  
Е. Н. Якимов<sup>1</sup>, С. Ю. Приданников<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева)  
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52

<sup>2</sup>Акционерное общество «Опытное конструкторское бюро «Факел»  
Российская Федерация, 236001, г. Калининград, Московский просп., 181  
E-mail: erm@iss-reshetnev.ru

*В настоящее время с целью повышения выводимой массы широко применяется довыведение спутников на геостационарную орбиту собственной двигательной подсистемой. Так, только АО «ИСС» применило такую схему для нескольких космических аппаратов (КА) собственной разработки – «Экспресс-АМ5», «Экспресс-АМ6», «Экспресс-80», «Экспресс-103». Вместе с тем, можно отметить некоторое разнообразие подходов к осуществлению данной операции. В частности, довыведение указанных выше КА осуществлялось с помощью бортовой двигательной подсистемы на базе плазменных двигателей СПД-100. Операция осуществлялась одним или двумя двигателями. Применение двух двигателей КА «Экспресс-80», «Экспресс-103» было обусловлено стремлением уложиться по времени в разумную величину не более полугода при значительном увеличении выводимой массы. Однако и длительность довыведения порядка 150 суток, которая имела место при довыведении данных КА, также чрезмерно велика. Очевидно, что ее можно уменьшить при прочих равных условиях только увеличением располагаемой тяги двигателей. Этого можно достичь как увеличением тяги отдельных агрегатов, так и увеличением количества одновременно используемых двигателей. Поэтому для новых КА «Экспресс-АМУ3», «Экспресс-АМУ7» (размерностью аналогичных КА «Экспресс-80», «Экспресс-103»), для которых также предполагался парный запуск, были использованы оба этих способа. Для довыведения были применены два двигателя СПД-100В и дополнительно – двигатель типа СПД-140Д. Суммарная тяга связки двигателей позволяла рассчитывать на существенное снижение длительности довыведения по сравнению с КА «Экспресс-80», «Экспресс-103». Двигатель СПД-140 разработки АО ОКБ «Факел» был применен в России впервые. Для его питания в АО «НППЦ Полюс» был специально создан прибор управления и преобразования СПУ-140Д. Использование связки из трех двигателей позволило существенно уменьшить длительность операции довыведения на геостационарную орбиту.*

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

## The feature of the “Express-AMU3”, “Express-AMU7” spacecrafts injecton to geostationary orbit

Yu. M. Ermoshkin<sup>1</sup>, A. A. Vnukov<sup>1</sup>, D. V. Volkov<sup>1</sup>, Yu. V. Kochev<sup>1</sup>, R. S. Simanov<sup>1</sup>,  
E. N. Yakimov<sup>1</sup>, S. Yu. Pridannikov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”  
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation

<sup>2</sup>JSC “Experimental Design Bureau”  
181, Moskovsky prospekt, Kaliningrad, 236001, Russian Federation  
E-mail: erm@iss-reshetnev.ru

*Today satellite orbit raising to geostationary orbit by own propulsion to increasing of SC mass has become wide application. Thus ISS has employed orbit raising for a number of satellites built in-house such as Express-AM5, Express-AM6, Express-80 and Express-103. At the same time it should be noted that there is a variety of orbit raising methods. In particular the above satellites were orbit raised using onboard SPT-100 thruster based propulsion subsystem. The whole operation was carried out using a single thruster or a thruster pair. Orbit raising of Express-80 and Express-103 done by a thruster pair was due to the need to meet the constraint of six month orbit raising duration while the launch mass was significantly exceeding the launch vehicle capability. However the orbit raising maneuver duration of approximately 150 days which took place upon the said satellite orbit raising is still too large. It is desirable to reduce it as much as possible. It is evident that under equal circumstances this duration could be reduced by increasing the number of thrusters fired simultaneously. Therefore for the upcoming Express-AMU3 and Express-AMU7 satellite (featuring the same size class as Express-80 and Express-103) where paired launch is expected both methods have been implemented. Two SPT-100B thrusters and an additional SPT-140D thruster have been embarked upon these satellites. The overall thrust of the thruster combination enables a major decrease in the orbit raising duration versus Express-80 and Express-103 program. It is the first time that SPT-140 thruster built by EDB Fakel has been embarked upon a Russian satellite. A dedicated SPU-140D power processing unit was designed and built by Polyus Research and Production Center to supply SPT-140 with power. The three thrusters combination enables significantly reducing the duration of orbit raising to geostationary orbit.*

*Keywords: plasma thruster, satellite, orbit raising, power processing unit, orbit control.*

### **Введение**

В настоящее время доведение спутников на геостационарную орбиту стало почти рутинной операцией. Так, только АО «ИСС» применило ее для нескольких КА собственной разработки – «Экспресс-AM5», «Экспресс-AM6», «Экспресс-80», «Экспресс-103». Как отмечалось ранее, основными эффектами от применения доведения являются: а) снижение пусковых затрат примерно вдвое при парном пуске КА, так как используется одна ракета-носитель; б) увеличение массы КА, доставляемой на геостационарную орбиту [1]. Так, полезный эффект для КА «Экспресс-AM5» составил примерно 110 кг при длительности доведения 67 суток одним двигателем типа СПД-100В с тягой 83 мН; для КА «Экспресс-80» – около 380 кг при длительности 149 суток двумя двигателями СПД-100В [1]. Применение двух двигателей было обусловлено стремлением уложиться по времени доведения в разумную величину не более полугода при значительном увеличении выводимой массы. Длительность доведения одним двигателем в последнем случае составила бы около года, что явно неприемлемо для потребителя. Однако и длительность порядка 150 суток также чрезмерно велика. Очевидно, что длительность доведения можно уменьшить при прочих равных условиях только увеличением располагаемой тяги двигателей. Этого можно достичь как увеличением тяги отдельных модулей, так и увеличением количества одновременно используемых двигателей. Поэтому для новых КА «Экспресс-

АМУЗ», «Экспресс-АМУ7» (размерностью аналогичных КА «Экспресс-80», «Экспресс-103»), для которых также предполагался парный запуск, были использованы оба этих способа. Для довыведения были применены два двигателя СПД-100В в режиме с увеличенной до 90–91 мН номинальной тягой аналогично КА «Экспресс-80», «Экспресс-103» и дополнительно – двигатель типа СПД-140Д с номинальной тягой 290 мН мощностью 4,5 кВт (3 кВт в режиме пониженной мощности). Таким образом, суммарная тяга связки двигателей в номинальном режиме составила около 470 мН, что позволяло рассчитывать на существенное снижение длительности довыведения по сравнению с КА «Экспресс-80», «Экспресс-103». Двигатель СПД-140 разработки АО ОКБ «Факел» ранее был квалифицирован для использования на западных КА [2], и в варианте двухрежимного СПД-140Д применяется КА западного производства, например, Eutelsat-172В [3]. Летную историю имеют 60 двигателей типа СПД-140 на 15 зарубежных КА, которые используются для довыведения на ГСО и последующей коррекции орбиты. Длительность довыведения КА варьировалась от 2,5 до 6 месяцев при одновременной работе двух или трех СПД-140 в зависимости от массы и мощности КА. В России такой двигатель был применен впервые. Для его питания в АО «НПЦ Полус» был специально создан прибор СПУ-140Д.

Следует отметить, что холловские двигатели мощностью около 5 кВт разрабатывались как в России, так и в мире достаточно интенсивно. В АО «ОКБ «Факел» много внимания уделялось исследованию режимов работы СПД-140Д как при наземных испытаниях, так и в процессе летной эксплуатации в составе западных КА [4]. В АО ГНЦ «Исследовательский центр им. М. В. Келдыша» был создан образец двигателя КМ-7, способный работать в диапазоне 3,5–6 кВт [5]. За рубежом двигатель 4,5 кВт ВНТ-4000/ХR-5 (Aerojet, США), который являлся аналогом российского СПД-140, был применен для поднятия орбиты спутника АЕНF еще в 2011 г. [6]. В Европе и Америке широким фронтом идут работы над мощными двигателями от 5 кВт и выше [7–12].

Приборы преобразования и управления для двигателей с мощностью порядка 5 кВт разрабатывались как в США, так и в Европе, например, известен прибор РРУ Мк3 фирмы ТАС-В (Бельгия) [13], а также приборы европейского концерна ADS [14].

Исторически сложилось так, что двигатель СПД-140/СПД-140Д был создан достаточно давно, однако не был востребован для отечественных КА в связи с избыточной мощностью применительно к задачам коррекции орбиты. И только с повышением актуальности задачи довыведения КА повышенной массы на ГСО и стремлением максимально сократить длительность этого этапа двигатель СПД-140Д нашел свое применение на российских КА.

Настоящая работа освещает особенности разработки и применения подсистемы довыведения и коррекции орбиты КА «Экспресс-АМУЗ», «Экспресс-АМУ7» с применением двигателя СПД-140Д и СПУ-140Д.

### **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 АО «ОКБ «Факел», Россия (рис. 1, 2), один блок коррекции довыведения на базе двигателя СПД-140Д (АО «ОКБ «Факел») (рис. 3), а также блок газораспределения к нему (рис. 4), три прибора РРУ-Мк2 и шесть блоков фильтрации FU (ТАС-В, Бельгия) (рис. 5, 6), один прибор СПУ-140Д с фильтром питания (АО «НПЦ «Полус») (рис. 7, 8), блок подачи ксенона (АО «ИСС») (рис. 9), ксеноновый бак высокого давления (АО «ИСС») (рис. 10).

Как и на КА «Экспресс-80», «Экспресс-103» для довыведения были применены блоки, состоящие из двигателя СПД-100В 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 (рис. 2).

Характерной особенностью блока коррекции довыведения (БКД) на базе двигателя СПД-140Д явилось отдельное конструктивное исполнение катодов и блока газораспределения,

которые устанавливались на отдельные посадочные места в непосредственной близости от двигателя (рис. 3, 4).



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

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

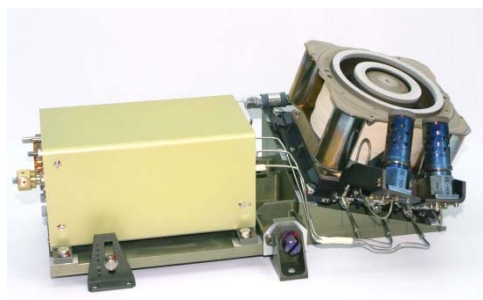


Рис. 2. Блок коррекции орбиты на базе СПД-100В

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

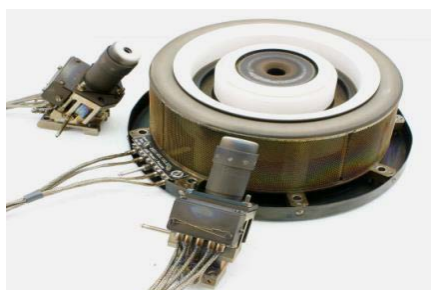


Рис. 3. Двигатель доведения СПД-140Д с катодами

Fig. 3. Orbit raising thruster SPT-140D with cathodes



Рис. 4. Блок газораспределения для двигателя СПД-140Д

Fig. 4. Xenon flow controller for SPT-140D

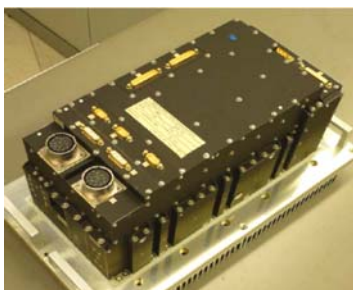


Рис. 5. Прибор PPU-Mk2

Fig. 5. PPU-Mk2 unit



Рис. 6. Блок фильтрации FU

Fig. 6. Filter unit



Рис. 7. Устройство управления и питания СПУ-140Д

Fig. 7. Power and control unit of PPU-140D



Рис. 8. Фильтр питания СПУ-140Д

Fig. 8. Supply filter of PPU-140D



Рис. 9. Блок подачи ксенона

Fig. 9. Xenon feed unit



Рис. 10. Ксеноновый бак высокого давления

Fig. 10. High pressure xenon tank

Указанные блоки (за исключением блоков РРУ, FU, СПУ и фильтра питания) были объединены в систему межблочными трубопроводами по схеме, представленной на рис. 11. 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, который обеспечивал суммарный расход рабочего тела через три одновременно работающих двигателя довыведения.

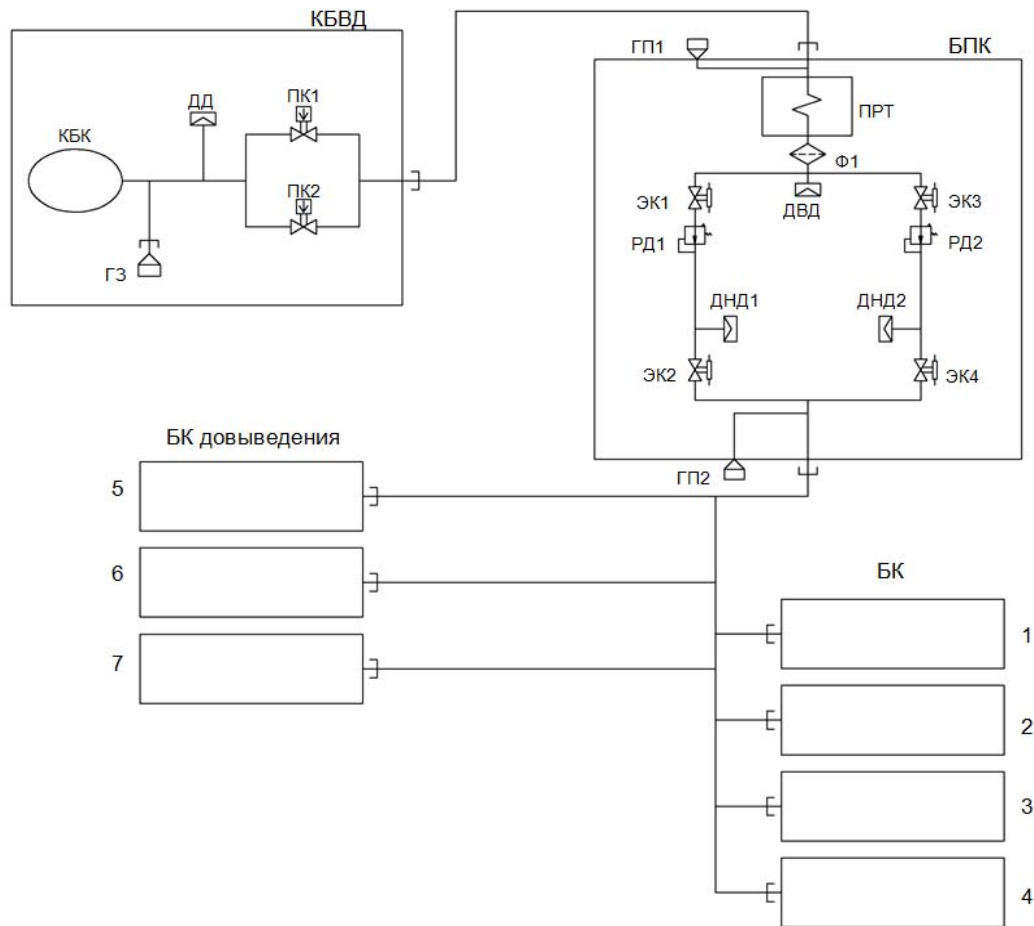


Рис. 11. Функциональная схема двигательной подсистемы:

КБВД – ксеноновый бак высокого давления; БПК – блок подачи ксенона; БК – блоки коррекции;  
 ГЗ – горловина заправочная; ГП – горловина проверочная; ДВД – датчик высокого давления; ДНД – датчик  
 низкого давления; ДД – датчик давления; КБК – корпус баллона композитного; ПК – пироклапан;  
 ПРТ – подогреватель рабочего тела; РД – редуктор давления; Ф – фильтр; ЭК – электроклапан

Fig. 11. Propulsion subsystem functional scheme

Как и ранее на КА «Экспресс-80» и «Экспресс-103», на КА «Экспресс-АМУ3», «Экспресс-АМУ7» была принята концепция отдельного использования двигателей для довыведения и последующей коррекции орбиты. Двигатели были закреплены на корпусе КА неподвижно. Для коррекции долготы и наклона орбиты предназначены двигатели 1–4, для операции довыведения – двигатели 5–7 (рис. 12). 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 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. Двигатели довыведения вследствие их значительной суммарной тяги можно также применить для ускоренного перевода КА в другую точку геостационарной орбиты или увода на орбиту захоронения.

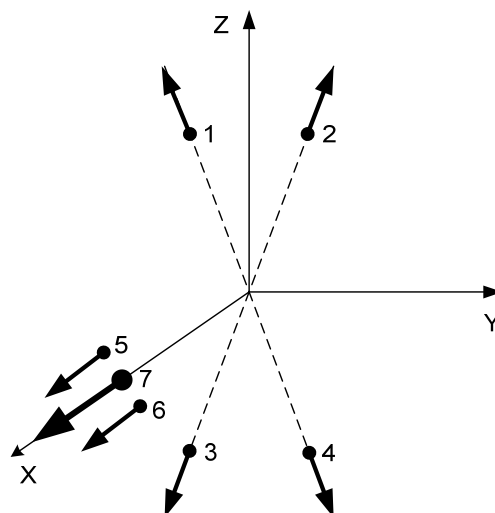


Рис. 12. Расположение блоков коррекции по осям связанной системы координат (X – по радиус-вектору, Y – по вектору скорости, Z – на Север): 1–4 – двигатели коррекции орбиты, 5–7 – двигатели довыведения

Fig. 12. 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, 5–7 orbit raising thrusters

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

Как и ранее на КА «Экспресс-80», «Экспресс-103», двигатели СПД-100В были использованы в режиме повышенной мощности и тяги в пределах регулирования выходных параметров приборов РПУ-Мк2. По сравнению с номинальным режимом тяга возросла примерно на 10 %, экономичность – на 4 %, мощность – на 13 %.

На КА «Экспресс-АМУ7» двигатель СПД-140 использовался в режиме номинальной мощности – 4,5 кВт, а на КА «Экспресс-АМУ3» – при пониженной мощности (3 кВт) с целью отработки данного режима для обеспечения коррекции орбиты перспективных КА.

Для питания трех двигателей необходимо было обеспечить расход рабочего тела через блок подачи ксенона на уровне порядка 30 мг/с. Для этого была применена специально разработанная модификация блока подачи ксенона с увеличенным расходом через редуктор.

Для решения задач довыведения и коррекции орбиты была выбрана схема электрического питания блоков коррекции, предполагающая применение трех приборов РПУ-Мк2, шести блоков фильтрации FU и одного СПУ-140Д, в составе блока управления и преобразования и фильтра питания (рис. 13).

Приведенная на рис. 13 схема была выбрана, исходя из возможностей РПУ-Мк2 по управлению одним из двух блоков коррекции за счет встроенного внутреннего коммутатора двигателей (Thruster switch unit – TSU) аналогично схеме, примененной для КА «Экспресс-80», «Экспресс-103».

Управление БКД с СПД-140Д осуществлялось по схеме: один двигатель – одна система преобразования и управления (СПУ). Прибор СПУ-140Д проектировался в упрощенном одноканальном нерезервированном варианте, так как предполагался к использованию на ограничен-

ном временном интервале (участок довыведения составлял по плану около 1 % от срока службы КА). Была предусмотрена возможность запитки двигателя с потреблением 4,5 и 3 кВт. Коммутация цепей осуществлялась только при выборе катода. Остальные цепи были выполнены без коммутации.

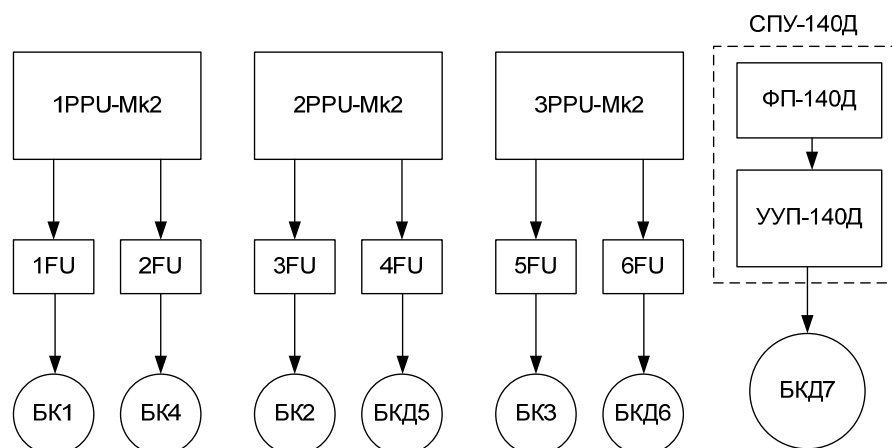


Рис. 13. Реализованная схема запитки блоков двигательной подсистемы коррекции

Fig. 13. Consummated scheme of the thruster units feeding

### Управление двигательной подсистемой от бортового программного обеспечения

С учетом автоматизации запуска двигателей, реализованной в приборах РПУ Mk2, программное обеспечение двигательной подсистемы по отношению к РПУ и СПД-100В осуществляло только контрольные и некоторые вспомогательные функции, которые включали в себя:

- занесение в РПУ уставки 5А по току, 306 В по напряжению разряда, 12 А по току накала катода;
- считывание значений телеметрических параметров;
- выдачу команд на формирование режимов РПУ;
- отключение РПУ и двигателей в аномальных ситуациях;
- формирование статистических и диагностических отчетов.

Для управления двигателем СПД-140Д и СПУ-140Д был применен другой подход: с учетом упрощенного построения прибора запуск и контроль работы прибора и двигателя осуществлялись с помощью отдельной специально разработанной бортовой программы. В задачи этой программы входила реализация циклограммы запуска, а также контроль параметров двигателя и СПУ в процессе работы, формирование отчетной информации.

Данная версия БПО двигательной подсистемы довыведения и коррекции в соответствии с принятой технологией прошла полный цикл автономного и комплексного тестирования, а также проверку на этапе электрических испытаний КА.

### Интеграция двигательной подсистемы

С учетом того, что состав и потребляемая мощность двигательной подсистемы КА «Экспресс-АМУ3», «Экспресс-АМУ7» значительно отличалась от прототипов, необходимым этапом явилась проверка совместной работоспособности составных частей двигательной подсистемы при реальном включении двигателей (интеграция подсистемы). Испытания традиционно проводились в АО «ИСС» на рабочем месте огневых испытаний в вакуумной камере объемом 80 м<sup>3</sup>, краткое описание которого было приведено в работе в [1].

Размещение блоков коррекции довыведения в вакуумной камере было принято аналогичным штатному размещению (рис. 14): в центре был установлен СПД-140Д, по обеим сторонам от него – СПД-100В.

Одновременная работа трех двигателей довыведения показана на рис. 15.

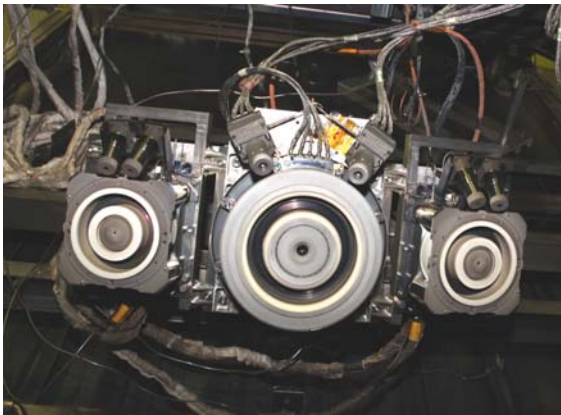


Рис. 14. Размещение двигателей коррекции довыведения при огневых испытаниях в вакуумной камере

Fig. 14. Orbit raising thrusters allocation during firing integration test in the vacuum chamber



Рис. 15. Одновременная работа трех двигателей довыведения

Fig. 15. Simultaneous action of the three orbit raising thrusters

С учетом затруднительности организации одновременного запуска трех двигателей было предусмотрено последовательное включение и отключение двигателей.

Графики тока разряда для принятой последовательности запуска и отключения двигателей довыведения представлены на рис. 16.

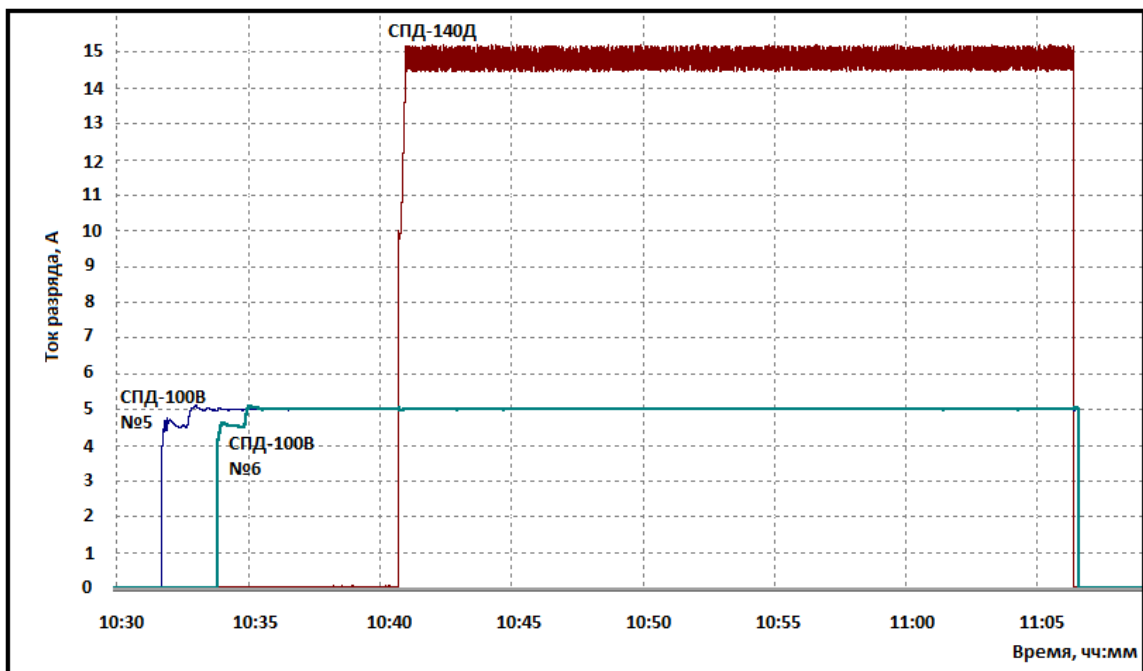


Рис. 16. Графики тока разряда СПД-100В и СПД-140Д

Fig. 16. The discharge current diagrams of the SPT-100B and SPT-140D

В процессе интеграционных испытаний была продемонстрирована совместимость с системой электропитания КА. Работа двигательной подсистемы довыведения под управлением бортового программного обеспечения была подтверждена на этапе электроиспытаний спутника.



### Проверочные включения

После отделения от разгонного блока и построения штатной трехосной ориентации КА осуществлялись проверочные включения двигателей довыведения. Была подтверждена работа СПД-140Д как в номинальном режиме 4,5 кВт («Экспресс-АМУ7»), так и в режиме пониженной мощности 3 кВт («Экспресс-АМУ7»). Ожидаемая тяга в режиме малой мощности согласно предварительным данным должна была уменьшиться примерно на 30 %. Суммарная тяга трех двигателей довыведения на КА «Экспресс-АМУ3», по оценкам, должна была составить примерно 80 % от номинальной.

### Выполнение маневра довыведения

Заправка ксеноном каждого КА в соответствии с принятой практикой осуществлялась до полной вместимости бака – 300 кг.

Запуск на геопереходную эллиптическую орбиту был осуществлен 13.12.2021. Параметры геопереходной орбиты официально не публиковались. С учетом того, что выведение осуществлялось теми же средствами, что и КА «Экспресс-80» и «Экспресс-103» (ракета-носитель «Протон-М» и разгонный блок «Бриз-М»), массы КА были практически одинаковы, можно предположить, что параметры геопереходной орбиты оказались близки к соответствующим параметрам КА «Экспресс-80» и «Экспресс-103» [1].

Довыведение осуществлялось аналогично КА «Экспресс-80» и «Экспресс-103» по модифицированной схеме Спитцера, в соответствии с патентом АО «ИСС» [15], и заключалось в коррекции эксцентриситета орбиты с одновременной коррекцией периода орбиты с целью организации дрейфа КА в рабочую точку на ГСО. Однако, в отличие от довыведения КА «Экспресс-80» и «Экспресс-103», довыведение КА «Экспресс-АМУ3» и «Экспресс-АМУ7» с целью уменьшения времени маневра осуществлялось не с пассивной эволюцией наклона орбиты, а с его активной коррекцией, для чего в процессе довыведения были проведены дополнительные сеансы работы двигателей.

Довыведение КА «Экспресс-АМУ7», совмещенное с приведением КА в рабочую точку на ГСО 145,0° в.д., было осуществлено за 86 сут. Таким образом, время довыведения по сравнению с КА «Экспресс-80» и «Экспресс-103» уменьшилось примерно в 1,7 раза, что можно признать существенным результатом. Затраты ксенона составили 105,6 кг. Оценки величины тяги связки из трех двигателей по измерениям текущих параметров орбиты дали величину 457 мН. За вычетом тяги двух СПД-100В (180 мН в режиме 5 А тока разряда), тяга СПД-140Д в режиме мощности 4,5 кВт составила 277 мН (95,5 % от номинальной величины). Нарботка СПД-140Д за время довыведения составила 992 ч при 117 включениях.

Довыведение КА «Экспресс-АМУ3», совмещенное с приведением в рабочую точку на ГСО 103,0° в.д., составило 101 сут. и уменьшилось по сравнению с КА «Экспресс-80» и «Экспресс-103» примерно в 1,5 раза. Затраты ксенона на довыведение и приведение в рабочую точку составили 124 кг. Измерения параметров орбиты дали величину тяги связки двигателей 380 мН (83 % от тяги на «Экспресс-АМУ7»), что примерно соответствует ожидаемому с учетом режима работы СПД-140Д. Тяга СПД-140Д на уровне мощности 3 кВт по измерениям параметров орбиты составила около 200 мН (69 % от номинальной величины). Нарботка СПД-140Д составила 1304 ч при 147 включениях.

### Заключение

Представленные материалы позволяют заключить следующее.

1. Впервые в России для довыведения КА на геостационарную орбиту применена связка из трех двигателей: два – СПД-100В и один – СПД-140Д. Впервые в России в составе КА применен и получил летную квалификацию двигатель повышенной мощности СПД-140Д номинальной тягой 290 мН, а также прибор управления СПУ-140Д.

2. Полностью выполнен цикл наземной экспериментальной отработки, в том числе огневые приемочные испытания двигателей довыведения совместно с приборами управления PPU-mk2

и СПУ-140Д, блоком подачи ксенона, рассчитанным на подачу повышенного расхода газа. Показана совместимость с системой электропитания КА.

3. Маневр довыведения для спутников «Экспресс-АМУ-3», «Экспресс-АМУ-7» выполнен успешно. Суммарная тяга связки трех двигателей по результатам траекторных измерений составила для КА «Экспресс-АМУ-7» 457 мН (97 % от номинальной), что позволило уменьшить длительность операции довыведения до вполне приемлемой величины – 86 сут., т. е. в 1,7 раза меньше, чем у КА «Экспресс-80», «Экспресс-103». Тем самым решена задача существенного сокращения длительности операции довыведения, что дает возможность оперативно вводить КА в штатную эксплуатацию при значительном росте массы КА по сравнению с вариантом прямого выведения. Расход ксенона за время довыведения на КА «Экспресс-АМУ-7» составил 105,6 кг, «Экспресс-АМУ-3» – 124 кг.

4. Экспериментально в натуральных условиях апробирован режим работы СПД-140Д на уровне мощности 3 кВт. Показана возможность длительной стабильной работы двигателя и СПУ в данном режиме. Суммарная тяга трех двигателей на КА «Экспресс-АМУ-3» составила 380 мН (83 % от номинальной), при этом длительность операции по сравнению с «Экспресс-АМУ-7» возросла незначительно – до 101 сут. (примерно на 17 %). Режим довыведения с пониженной тягой и мощностью двигателя может быть использован для КА уменьшенной размерности с ограниченной располагаемой мощностью бортовой системы электропитания, а также в режиме коррекции орбиты КА после завершения этапа довыведения, когда повышенная тяга не требуется.

#### Библиографические ссылки

1. 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.
2. Qualification of the SPT-140 for use on western Spacecraft / J. Delgado, R. Corey, V. Murashko, A. Koryakin, S. Pridannikov // AIAA-2014-3606, 50<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference, Cleveland, Ohio, 2014, USA, July 28-30. 13 p.
3. Casaregola C. Electric Propulsion for Station Keeping and Electric Orbit Raising on Eutelsat Platform // Joint Conference of 30<sup>th</sup> ISTS, 34<sup>th</sup> IEPC, 6<sup>th</sup> NSAT, Kobe-Hyogo, Japan, July 4–10, 2015, IEPC-2015-97. 6 p.
4. Komarov A., Pridannikov S., Lenguito G. Typical transient phenomena of Hall Effect thrusters. IEPC-2019-304 // Proc. of the 36<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference, Vienna, Austria, 2019. 10 p.
5. Основные результаты разработок Центра Келдыша в области ЭРДУ / А. С. Ловцов, М. Ю. Селиванов, Д. А. Томилин и др. // Известия РАН. Энергетика. 2020. № 2. С. 1–13.
6. 30 years of Electric Propulsion Flight Experience at Aerojet Rocketdyne / W. Hoskins, R. Cassady, R. Myers et al. // 33<sup>rd</sup> international Electric Propulsion Conference, The George Washington University, Washington, D.C., USA, October 6-11, 2013. IEPC-2013-439. 12 p.
7. Qualification Status of the PPS-5000 Hall Thruster Unit / O. Duchemin, J. Rabin, L. Balika et al. // 36<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference, University of Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019, 13 p. IEPC-2019-906.
8. Development of a 5kW Class Hall Thruster / C. Mullins, V. Hruby, B. Pote et al. // 36<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference, University of Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019. 15 p. IEPC-2019-492.
9. Overview of Busek Electric Propulsion / P. Hruby, N. Demmons, D. Courtney et al. // 36<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference, University of Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019, 13 p. IEPC-2019-926.
10. Development of stationary thruster SPT-230 with discharge power 10–15 kW / I. Pyatykh, M. Bernikova, V. Gopanchuk et al. // 35<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017. 8 p. IEPC-2017-548.

11. Ловцов А., Томилин Д., Муравлев В. Разработка высоковольтных холловских двигателей в Центр Келдыша // 68<sup>th</sup> International Astronautical Congress (IAC), Adelaide, Australia, 25–29 September 2017. 5 p.

12. New Avenues for research and Development of Electric Propulsion Thrusters at SSL / I. Jonson, E. Kay, T. Lee et al. // 35<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017. 16 p. IEPC-2017-400.

13. Bourguignon E., Fraselle S. PPU Mk3 for 5 kW Hall Effect Thruster // The 35<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017. 6 p. IEPC-2017-171.

14. Airbus Defence and Space Power Processing Units: New HET and GIT PPU developments Qualification Status / F. Pinto, J. Palencia, G. Glorieux, N. Wagner // 35<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017. 8 p. IEPC-2017-266.

15. Пат. 2586945 РФ. Способ выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с использованием двигателей малой тяги / А. А. Внуков, А. А. Бабанов, М. Н. Доронкин и др. № 16. 2016.

## References

1. Ermoshkin Yu. M., Vnukov A. A., Volkov D. V. et al. [Application of the propulsion subsystem based on the SPD-100V plasma engine for the additional ascent and correction of the orbit of the Express-80 and Express-103 spacecraft]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 3, P. 480–493 (In Russ.). Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-3-480-493.

2. Qualification of the SPT-140 for use on western Spacecraft / J. Delgado, R. Corey, V. Murashko, A. Koryakin, S. Pridannikov. *AIAA-2014-3606, 50<sup>th</sup> Joint Propulsion Conference*, Cleveland, Ohio, 2014, USA, July 28–30. 13 p.

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

4. Komarov A., Pridannikov S., Lenguito G. Typical transient phenomena of Hall Effect thrusters. IEPC-2019-304. *Proc. of the 36th International Electric Propulsion Conference*, Vienna, Austria, 2019. 10 p.

5. Lovtsov A. S., Selivanov M. Yu., Tomilin D. A. et al. [Main results of developments by the Keldysh Center in the field of electric propulsion systems]. *Izvestiya RAN. Energy*. 2020, No. 2, P. 1–13 (In Russ.).

6. 30 years of Electric Propulsion Flight Experience at Aerojet Rocketdyne / W. Hoskins, R. Cassady, R. Myers et al. *33<sup>rd</sup> international Electric Propulsion Conference*, The George Washington University, Washington, D.C., USA, October 6-11, 2013. IEPC-2013-439. 12 p.

7. Duchemin O., Rabin J., Balika L. et al. Qualification Status of the PPS-5000 Hall Thruster Unit. *36<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference*. University of Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019, 13 p. IEPC-2019-906.

8. Mullins C., Hruby V., Pote B. et al. Development of a 5kW Class Hall Thruster. *36<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference*, University of Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019. 15 p. IEPC-2019-492.

9. Hruby P., Demmons N., Courtney D. et al. Overview of Busek Electric Propulsion. *36th International Electric Propulsion Conference*, University of Vienna, Austria, Sept. 15–20, 2019, 13 p. IEPC-2019-926.

10. Pyatykh I., Bernikova M., Gopanchuk V. et al. Development of stationary thruster SPT-230 with discharge power 10–15 kW. *35<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference*, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017. 8 p. IEPC-2017-548.

11. Lovtsov A., Tomilin D., Muravlev V. [Development of high-voltage Hall motors in the Keldysh Center]. *68<sup>th</sup> International Astronautical Congress (IAC)*, Adelaide, Australia, 25–29 September 2017. 5 p.

12. Jonson I., Kay E., Lee T. et al. New Avenues for research and Development of Electric Propulsion Thrusters at SSL. *35<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference*, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017. 16 p. IEPC-2017-400.

13. Bourguignon E., Fraselle S. PPU Mk3 for 5 kW Hall Effect Thruster. *The 35<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference*, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017. 6 p. IEPC-2017-171.

14. Pinto F., Palencia J., Glorieux G., Wagner N. Airbus Defence and Space Power Processing Units: New HET and GIT PPU developments Qualification Status. *35<sup>th</sup> International Electric Propulsion Conference*, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA, October 8–12, 2017. 8 p. IEPC-2017-266.

15. Vnukov A. A., Babanov A. A., Doronkin M. N. et al. *Sposob vyvedeniya kosmicheskogo apparata na geostatsionarnuyu orbitu s ispol'zovaniyem dvigateley maloy tyagi* [A method for launching a spacecraft into a geostationary orbit using low-thrust engines]. Patent RF, No. 16, 2016.

© Ермошкин Ю. М., Внуков А. А., Волков Д. В., Кочев Ю. В.,  
Приданников С. Ю., Симанов Р. С., Якимов Е. Н., 2022

---

**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.

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

**Приданников Сергей Юрьевич** – кандидат технических наук, заместитель главного конструктора; Акционерное общество «Опытное конструкторское бюро «Факел». E-mail: info@fakel-russia.com.

**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.

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

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

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

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

**Pridannikov Sergey Yurievich** – Cand. Sc. (tech.) – deputy of the chief designer; JSC “Experimental Design Bureau”. E-mail: info@fakel-russia.com.

**Simanov Ruslan Sergeevich** – leadig engineer; JSC “Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems”. E-mail: simru@iss-reshetnev.ru.

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

---