

ДИНАМИКА, БАЛЛИСТИКА, УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.786.2

АНАЛИЗ ПОЛЕТНЫХ ДАННЫХ КАК ОСНОВА ДЛЯ ПРИНЯТИЯ ОПЕРАЦИОННЫХ РЕШЕНИЙ ПО ЭКСПЛУАТАЦИИ ДОЛГОВРЕМЕННЫХ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ

Спирин А.И.

*Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва,
ул. Ленина, 4, Королёв, Московской области, 141070, Россия
e-mail: Alexander.Spirin@sfo.ru*

Рассматриваются вопросы, связанные с особенностями управления полетом долговременных орбитальных станций (ДОС), в частности вопросы контроля состояния бортовых систем (БС) космических аппаратов (КА), а также способы решения отдельных проблем, которые возникали в процессе полета ДОС разных поколений.

Ключевые слова: долговременная орбитальная станция, управление полетом, анализ состояния бортовых систем, производительность солнечных батарей, производительность радиационных теплообменников.

Введение

Присутствие человека в космосе на постоянной основе стало возможным благодаря долговременным орбитальным станциям. Вначале были созданы орбитальные станции серии «Салют» в Советском Союзе и «Скайлэб» в США, эксплуатация которых осуществлялась экипажем в режиме посещения. Затем был создан орбитальный комплекс «Мир», где был отработан модульный принцип построения ДОС, а также создана система транспортно-логистической поддержки полета, что дало возможность эксплуатировать такой тип КА в пилотируемом режиме непрерывно. Следом за развитием технологии создания ДОС изменились принципы управления полетом, отражающие, прежде всего, длительный характер полета модулей и ДОС в це-

лом. В этой связи анализ полетных данных, как составная часть контроля полета, для такого рода КА приобрел особую значимость, поскольку позволяет вырабатывать мероприятия для максимально эффективной и продолжительной эксплуатации ДОС. Вопросам управления космическими полетами ДОС посвящены работы [1–3].

Базовыми элементами процесса управления КА в общем виде (рис.1) являются: планирование, реализация полетных операций, контроль полетных данных (по бортовым системам — БС, по внешним условиям КА и пр.).

Вопросам планирования полета ДОС посвящены работы [4, 5], малых автоматических КА — работы [6–9].

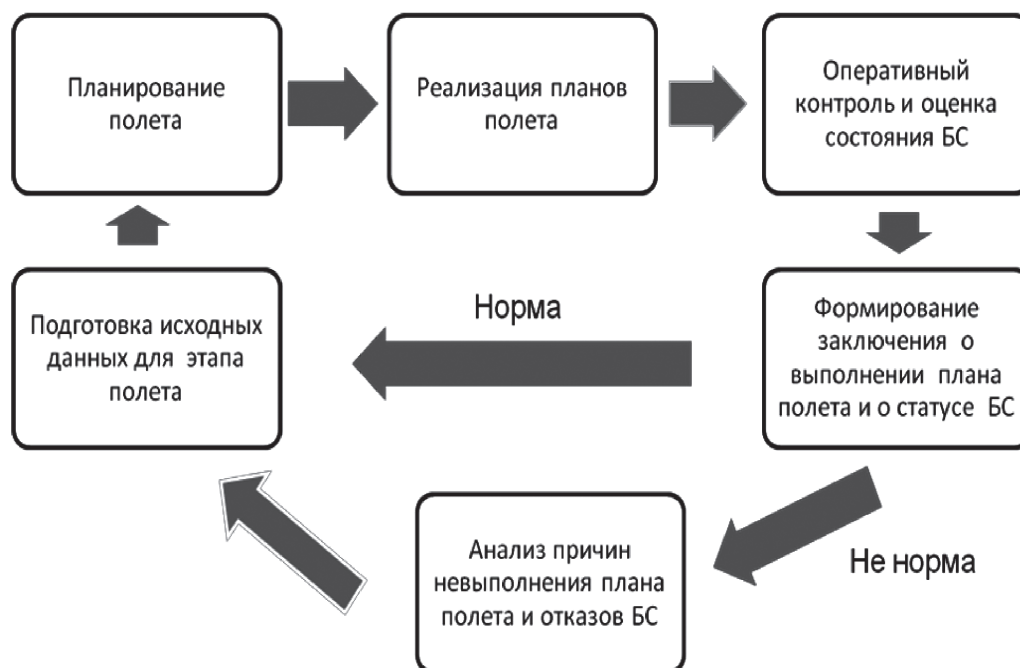


Рис. 1. Базовые компоненты процесса управления КА

Контроль полетных данных служит основой для принятия решений на продолжение штатной программы полета. При выявлении отклонений в состоянии контролируемых параметров проводится оценка сложившейся ситуации и продолжается штатный режим полета КА или принимаются меры по блокированию дальнейшего развития нештатной ситуации и переводу КА в режим полета с ограниченной функциональностью. Особенности контроля и оценки состояния ДОС на примере Российского сегмента (РС) Международной космической станции (МКС) рассмотрены в работах [10, 11], транспортных кораблей — в [12]. Методические подходы, реализуемые при разработке средств автоматизации контроля состояния бортовых систем КА, достаточно разнообразны. Один из них представлен в [13]. Понятийный аппарат, используемый при контроле полета КА, основывается на основных терминах и определениях, приведенных в [14].

Контроль полета КА условно можно разделить на три составляющие: оперативный контроль, оперативная оценка и анализ полетных данных. Оперативный контроль и оценка, как правило, выполняются в реальном времени, анализ полетных данных — не в реальном (в просроченном) времени.

Оперативный контроль — это сравнение фактического состояния какого-то параметра контроля (технической характеристики) с ожидаемым (заранее прогнозируемым).

Оперативная оценка состояния — определение соответствия заданному режиму работы бортовой

системы по фактическому состоянию совокупности параметров контроля.

Анализ полетных данных — процесс, направленный на детальное изучение фактов и выявление взаимосвязи (взаимовлияния) контролируемых параметров, а также их изменения во времени.

К задачам оперативного контроля относятся:

- составление прогноза состояния (ожидаемых состояний) параметров в сеансе контроля;
- сравнение состояний/значений параметров (характеристик) БС с ожидаемыми в соответствии планом полета и требованиями эксплуатационной документации;
- отслеживание запланированного изменения состояния КА (реакций на выданные команды, выполнения запланированных изменений, протекания штатных процессов и т.д.);
- выявление параметров с отклонениями от ожидаемых значений.

В задачи оперативной оценки входят:

- распознавание режима работы БС;
- определение соответствия фактического режима работы БС заданному программой полета;
- распознавание отказов в БС, нештатных ситуаций на борту КА с целью устранения их последствий /восстановления функциональности бортовых систем в реальном времени;
- выдача рекомендаций по приведению БС в расчетное состояние или по блокированию развития отклонений в реальном времени;
- составление краткосрочного прогноза состояния БС;

— формирование заключений о соответствии режима работы БС (по совокупности состояний/значений телеметрических параметров) ожидаемому (заданному).

К задачам анализа полетных данных относятся:

- оценка безопасности пребывания экипажа на борту, включая способность бортовых систем обеспечивать экипажу заданные параметры среды обитания;
- выявление причин отклонений в работе БС, отказов и нештатных ситуаций;
- оценка влияния последствий отказов на дальнейшую эксплуатацию КА;
- разработка и реализация стратегии профилактического обслуживания и эксплуатации БС;
- составление долгосрочного прогноза состояния БС;
- выработка мероприятий по парированию отказов и нештатных ситуаций;
- выработка рекомендаций по изменению режимов эксплуатации БС операционными методами.

Под операционными методами понимаются методы, применяемые специалистами группы управления полетом для решения задач полета КА при деградации его эксплуатационных характеристик.

Анализ отклонений в состоянии бортовых систем выполняется при их возникновении или обнаружении и включает:

- логический анализ процесса изменения параметров состояния БС (составление «фотографии» событий);
- составление единой циклограммы изменения телеметрической информации;
- воспроизведение отклонения на моделирующих средствах;
- выявление влияния внешних условий на БС при отказе;
- выявление изменений в состоянии смежных БС на предмет их взаимосвязи (синхронного изменения) с параметрами в неисправной системе.

Далее в качестве примеров рассмотрены ситуации, анализ которых выполнялся для выяснения первопричин выявленных отклонений в состоянии бортовых систем, а также проведен анализ последствий введения ограничений по ориентации МКС на режимы оценки эффективности солнечных батарей (СБ), ставший основой для принятия операционных решений по эксплуатации бортовых систем ДОС разных поколений.

Выявление причин и устранение сверхвысокого темпа падения производительности солнечных батарей ДОС «Салют-7»

В процессе полета ДОС «Салют-7», всего спустя два года после запуска на орбиту (к середине 1984 года), произошло нерасчетно быстрое снижение производительности (суммарного тока) СБ на ~50%. Такой темп снижения производительности солнечных батарей ставил под угрозу полет станции не только в пилотируемом, но даже в беспилотном режиме и потребовал специального анализа для выявления первопричин сложившейся ситуации.

Анализ ситуации проводился на основе статистических данных, характеризующих производительность СБ базового блока станции с целью подробного описания проблемы и выявления сопутствующих событий. Для сопоставления использовались также данные, полученные в процессе полета предыдущей орбитальной станции «Салют-6» (рис. 2), конструкция и характеристики солнечных батарей которой были аналогичны ДОС «Салют-7» (рис. 3).

Обе станции были оснащены двумя стыковочными узлами, оппозитно расположенными на переходном и агрегатном отсеках станций, и предназначались для стыковок грузовых кораблей «Прогресс» и пилотируемых кораблей «Союз». При стыковках и расстыковках СБ фиксировались и устанавливались плоскостью поперек продольной оси станции. В процессе сближения со станцией для уменьшения относительной скорости на кораблях включались двигатели причаливания и ориентации (ДПО) на торможение, факел выхлопа которых направлялся по линии сближения и попадал, в том числе, на СБ. Аналогичная ситуация складывалась и при расстыковках. При этом при стыковке включения ДПО были в виде кратковременных импульсов длительностью до 1 с, частота и продолжительность которых уменьшалась по мере приближения к станции. В свою очередь, при расстыковке штатно предусматривалось включение ДПО на ~8 с непрерывной работы для помощи пружинным толкателям и увеличения скорости отвода корабля от станции. Минимальное расстояние до СБ от ДПО кораблей составляло ~7 м (со стороны переходного отсека) и ~14 м (со стороны агрегатного отсека).

Анализ статистических данных по производительности СБ станции «Салют-6» показал, что пока в составе ДОС находились корабли серии «Союз», темп снижения эффективности СБ был монотонным и соответствовал статистической норме. Однако с момента начала полетов кораблей новой серии «Союз Т» на «Салют-6» темп снижения эф-

фактивности СБ увеличился. По полученным в полете «Салюта-7» данным было замечено, что спад производительности СБ в ряде случаев происходил резко («ступенчато») после отстыковок отдельных кораблей «Союз Т».

С целью однозначного выявления причины нерасчетного состояния СБ было принято решение во время очередного выхода космонавтов на внешнюю поверхность станции вырезать фрагмент фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) в зоне воздействия струй выхлопных газов ДПО транспортных кораблей и вернуть его на Землю. Детальное исследование доставленного фрагмента СБ станции «Салют-7» показало наличие оплавления оловянной подложки фотоэлементов и отслоение токосъемных медных проводников, что может происходить только при температуре выше 170°C .

Сопоставление характеристик ДПО кораблей «Союз» и «Союз Т» показало, что в первом случае в качестве рабочего тела использовалось однокомпонентное топливо (перекись водорода) с температурой выхлопных газов до 500°C , а во втором случае — двухкомпонентное топливо (азотный тетраоксид и несимметричный диметилгидразин) с температурой газов в выхлопе до 3000°C . Вероятнее всего, пока перекись водорода использовалась в качестве рабочего тела для ДПО кораблей, температура истекающей струи в зоне СБ была ниже критического уровня, а после перехода на более энергоемкое топливо температура газа существенно выросла, что стало отрицательно сказываться на конструктивной целостности ФЭП, попавших в зону горячих газов ДПО кораблей.

На основе анализа полетных данных, а также исследований возвращенного на Землю фрагмента СБ было признано, что причиной повышенного темпа деградации СБ является тепловое воздействие струй ДПО кораблей серии «Союз Т» на фотоэлектрические преобразователи СБ при расстыковке.

Исходя из этого было принято решение в дальнейшем отделение кораблей от ДОС выполнять за счет усилий пружинных толкателей, а ДПО кораблей «Союз Т» и «Прогресс» «на отвод» включать только после отхода на расстояние не менее чем в 30—40 м от ДОС.

Дополнительно, для минимизации воздействия потоков разогретых газов ДПО на фотоэлектрические преобразователи, было рекомендовано при расстыковках кораблей выставлять СБ торцом к направлению отхода кораблей.

Предложенные решения устранили условия для дальнейшей ускоренной деградации СБ на станции «Салют-7», а в сочетании с последующей установкой дополнительных солнечных батарей, предусмотренной еще на этапе подготовки станции к запуску, позволили создать условия для продолжения полета станции в пилотируемом режиме.

Таким образом, в результате анализа была выявлена первопричина наблюдавшейся аномалии и предложено решение, которое с тех пор реализуется на операционном уровне при расстыковках всех кораблей от ДОС. Также было рекомендовано каждые 3-6 месяцев проводить оценку эффективности СБ, в том числе и для получения данных, которые могут быть использованы для контроля текущего состояния СБ, выявления возможных аномалий и

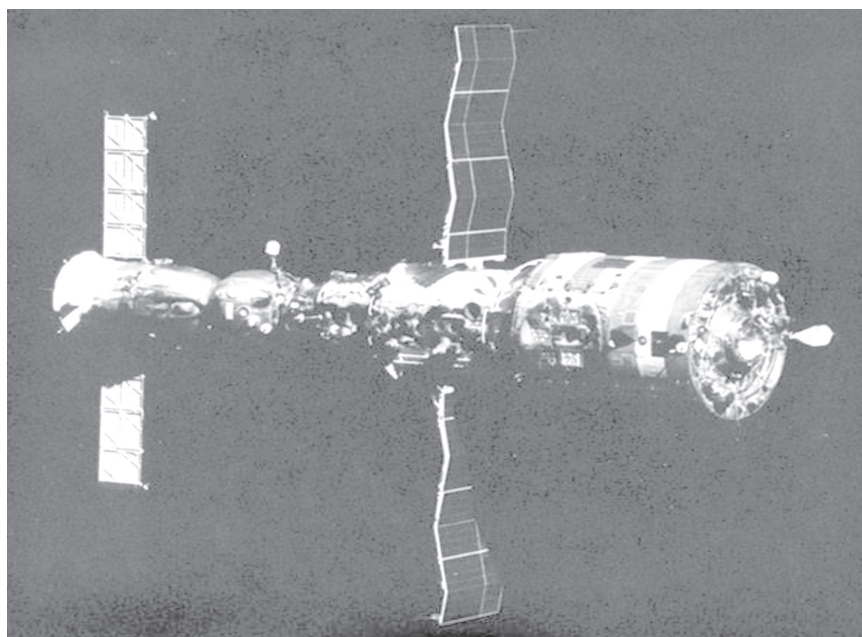


Рис. 2. Долговременная станция «Салют-6» с пристыкованным к переходному отсеку транспортным пилотируемым кораблем «Союз»



Рис. 3. Долговременная орбитальная станция «Салют-7» с установленными дополнительными солнечными батареями и пристыкованным к агрегатному отсеку транспортным пилотируемым кораблем «Союз»

составления прогнозов выработки электроэнергии в последующие периоды полета.

Ситуационная эволюция методов оценки эффективности СБ служебного модуля «Звезда» Российского сегмента МКС

В качестве другого примера реализации операционных решений рассмотрим эволюцию условий проведения оценки эффективности СБ служебного модуля (СМ) «Звезда» в процессе его полета в составе Международной космической станции (об-

щий вид МКС приведен на рис. 4, схема расположения модулей, кораблей и строительных осей РС МКС — на рис. 5).

В начале полета оценка эффективности СБ СМ «Звезда» проводилась в равновесной (инерциальной) солнечной ориентации (РСО) МКС длительно до четырех витков с поддержанием ориентации на двигателях. Данные по производительности СБ регистрировались при соблюдении следующих условий:

— ось «+У» СМ и Солнце находятся в плоскости орбиты;

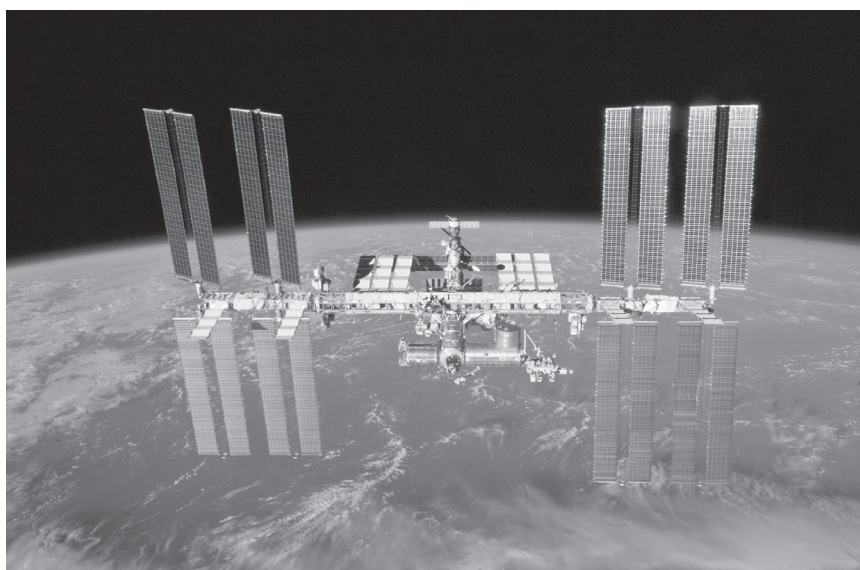


Рис. 4. Международная космическая станция

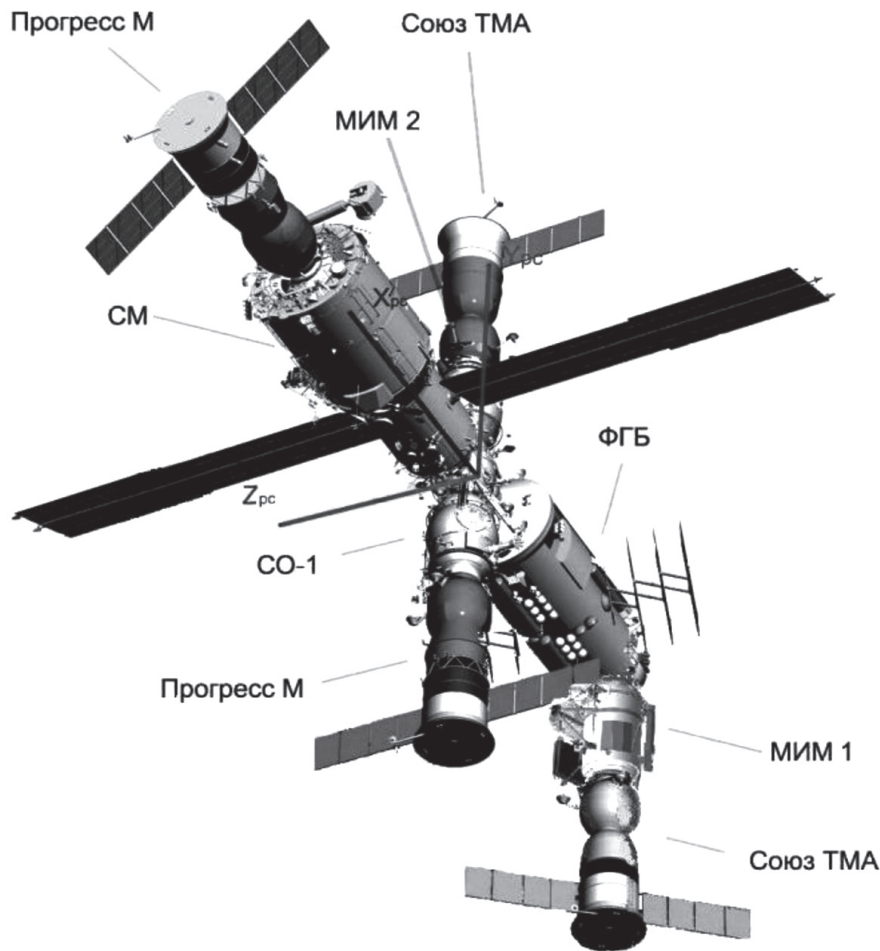


Рис. 5. Модули и корабли Российского сегмента МКС

- ось «Z» СМ (ось вращения СБ) перпендикулярна плоскости орбиты;
- нормаль к активной поверхности СБ направлена на Солнце;
- СБ зафиксированы и не вращаются.

По мере строительства МКС и увеличения ее массы расход топлива на такой режим существенно вырос. По согласованию с партнерами по МКС в 2006 году было предложено перейти на проведение режимов оценки эффективности СБ в орбитальной ориентации (ОСК) МКС с её поддержанием на двигателях. Получение сопоставимых данных по характеристикам СБ при проведении оценки эффективности СБ в новых условиях было признано возможным при соблюдении следующих дополнительных условий, по сравнению с проведением режима в РСО:

- СБ должны находиться в режиме автоматического слежения за Солнцем с остановом в середине соответствующей зоны наведения СБ на Солнце шириной $22,5^\circ$;
- замер тока СБ может выполняться в диапазоне ± 10 мин от середины светового участка орбиты и в середине зоны СБ.

Со временем и этот режим ориентации МКС при оценке эффективности СБ вынужденно был отменен для экономии топлива, и с 2016 года контроль эффективности СБ стал выполняться в развернутой орбитальной ориентации (ОСК-Р), когда ориентация МКС поддерживается без расхода топлива с использованием силовых гироскопов американского сегмента МКС. Вследствие изменения вида ориентации были введены новые условия проведения режима, которые позволяли получать сопоставимые данные, а именно:

- в развернутой орбитальной ориентации на силовых гироскопах оценка эффективности СБ стала выполняться при угле Солнца с плоскостью орбиты, равном углу отклонения оси вращения СБ от аналогичной оси в орбитальной системе координат.

Изменение суммарного тока СБ СМ «Звезда» 7.09.2017 при проведении очередной оценки эффективности СБ при поддержании на силовых гироскопах развернутой орбитальной ориентации МКС приведено на рис. 6, итоговые данные по результатам оценки эффективности СБ за время полета СМ «Звезда» по состоянию на начало 2017 года — на рис. 7.

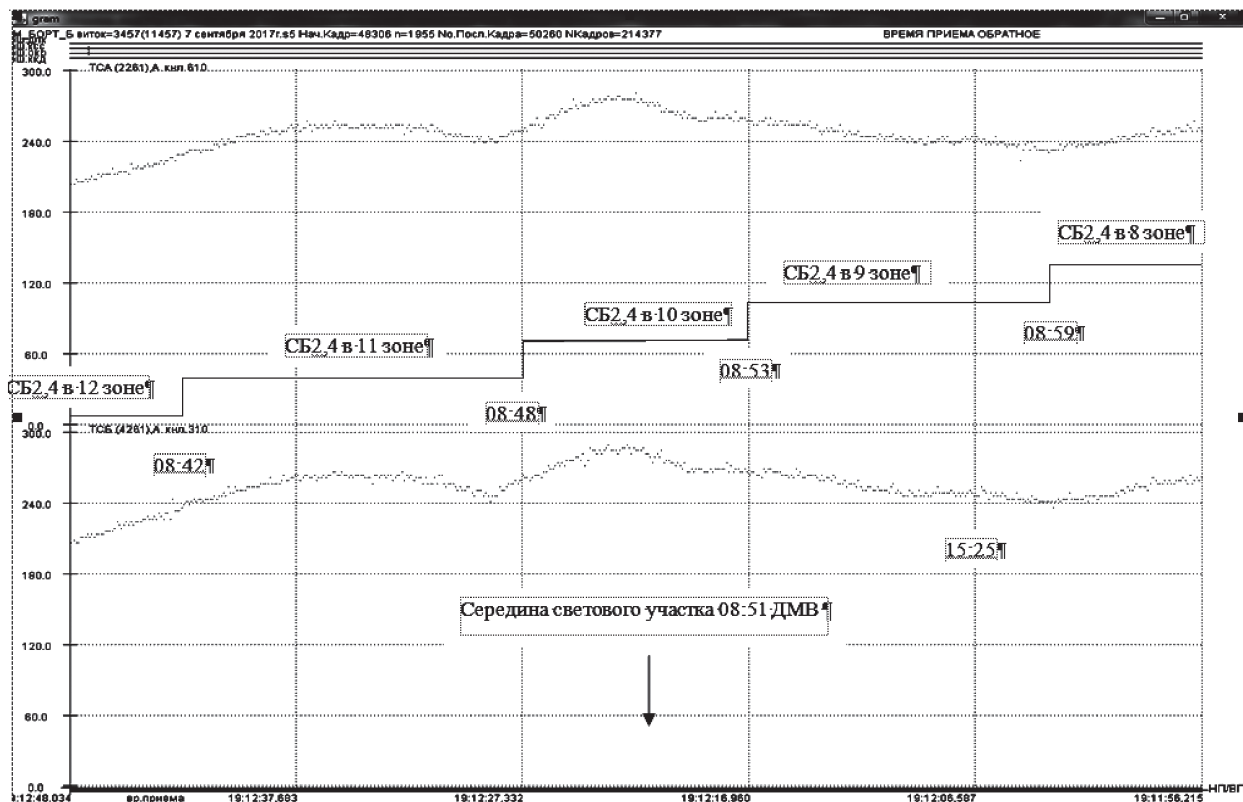


Рис. 6. Изменение суммарного тока СБ СМ «Звезда» при проведении оценки эффективности СБ 7.09.2017

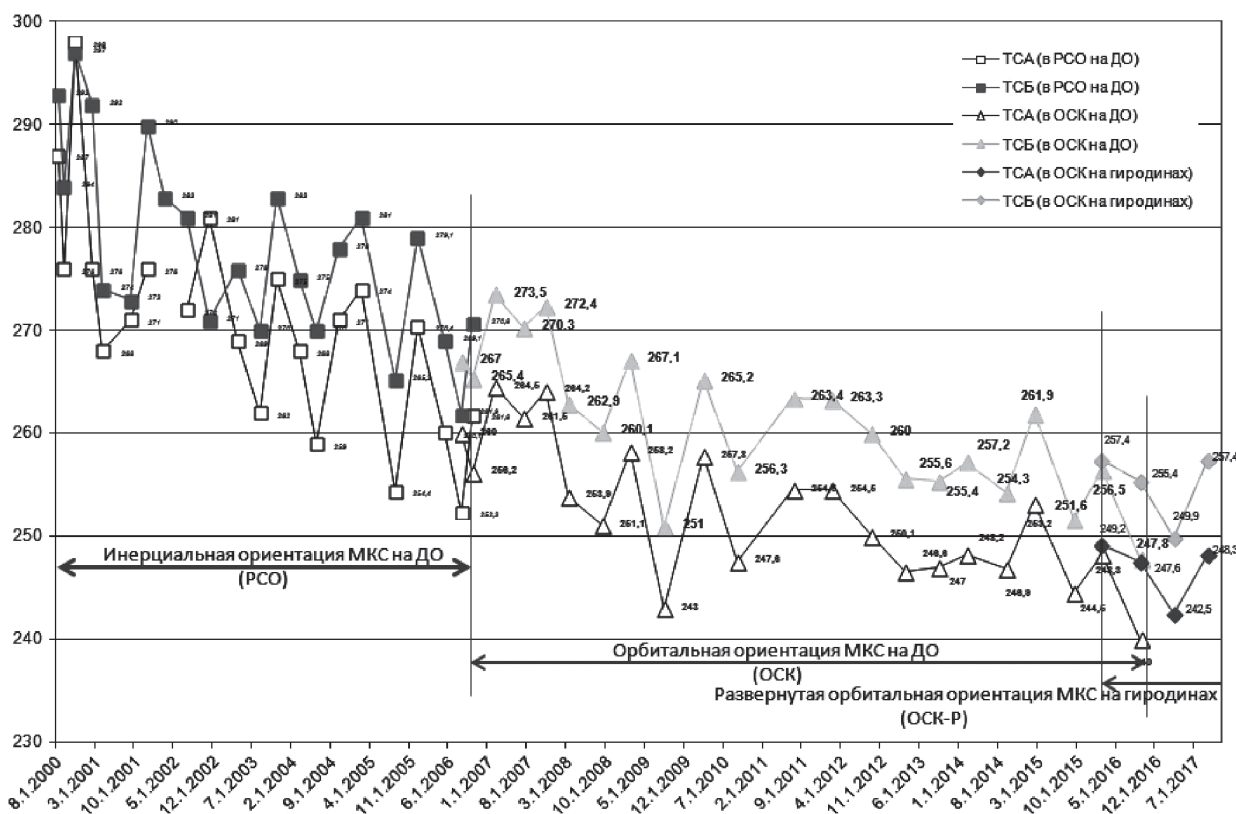


Рис. 7. Данные по результатам эффективности СБ СМ «Звезда» за время полета

Из приведенных на рис. 7 данных следует, что поэтапное изменение условий проведения режимов эффективности СБ и операционные действия, реализованные при проведении режимов на различных этапах полета МКС, в целом были корректны, что обеспечило получение сопоставимых данных для объективной оценки состояния СБ — источника электроэнергии. Если провести условную огибающую максимальных значений тока СБ, то можно заметить, что она в целом монотонна, без заметных скачкообразных спадов. Подробный анализ деградации СБ в процессе полета СМ «Звезда» представлен в работе [15].

Дополнительно, полетные данные по производительности СБ СМ «Звезда» свидетельствуют о том, что если на «Салюте-7» за два года полета падение эффективности СБ составило около 50%, то на СМ «Звезда» — за почти 17 лет полета — не более 20%. Как минимум это свидетельствует об отсутствии существенного влияния на СБ стыковок-расстыковок транспортных грузовых и пилотируемых кораблей и объясняется воздействием иных факторов космического полета, причинно-следственные связи с которыми нуждаются в дополнительных исследованиях.

Эффект от предложенного действующего варианта оценки эффективности СБ заключается в получении сопоставимых данных при экономии топ-

лива и возможности практически ежемесячного контроля состояния СБ, обусловленной соответствующей повторяемостью баллистических условий по прохождению Солнца через плоскость орбиты МКС.

По результатам анализа данных, полученных в процессе полета МКС, предложены и реализованы технические решения по оценке эффективности СБ. Ряд этих решений защищен патентами Российской Федерации [16, 17].

Повышение эффективности радиационных теплообменников системы обеспечения теплового режима СМ «Звезда» РС МКС в периоды «солнечных орбит»

В конце 2010 года в период очередной «солнечной орбиты» температура воздуха в жилой зоне служебного модуля «Звезда» достигала 30 °С (температурные параметры T274, T276), в каютах экипажа 32 °С (температурные параметры T281, T282). Такая температура не соответствовала допустимой и потребовала анализа сложившейся ситуации. Аналогичная ситуация сложилась в период следующей «солнечной орбиты» в июне 2011 года (рис. 8).

После анализа собранных полетных данных причиной перегрева воздуха было названо уменьшение холодопроизводительности наружного ради-

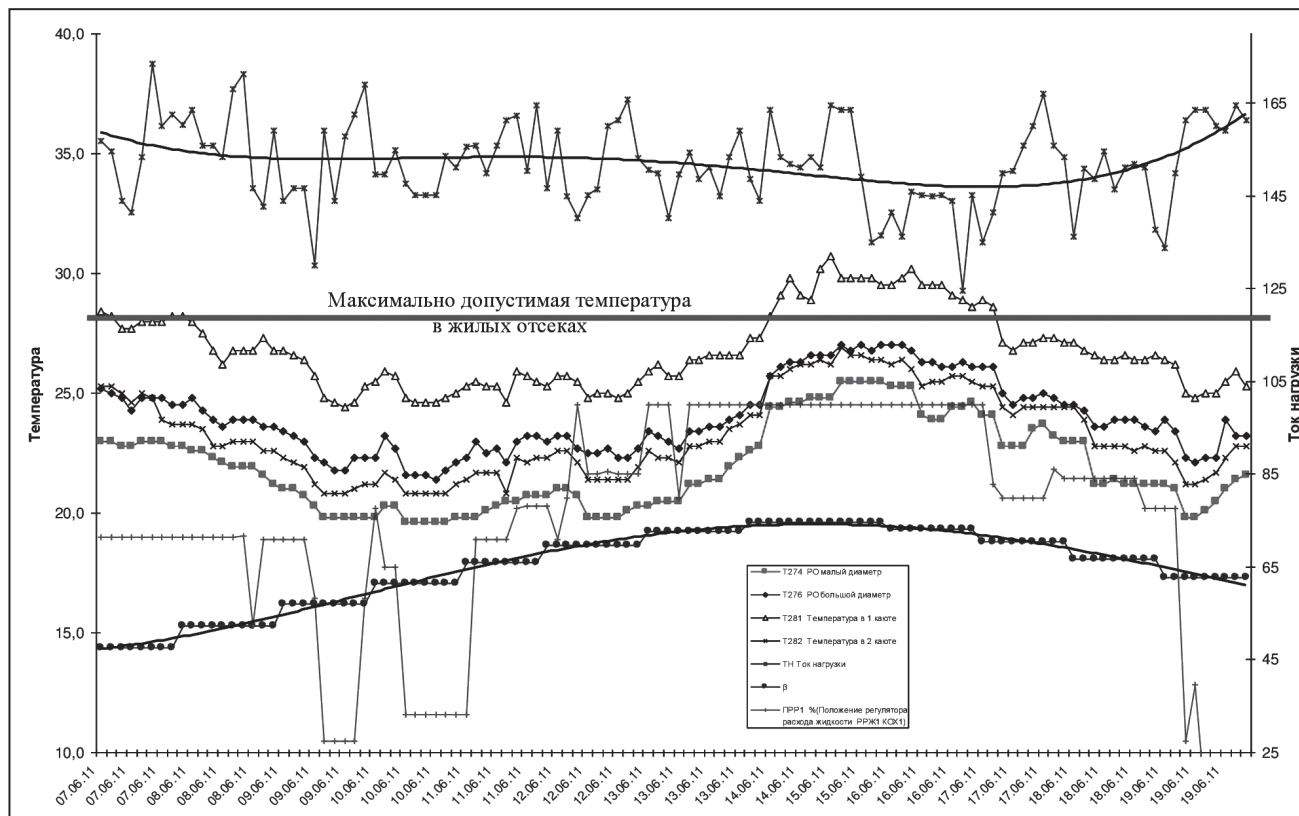


Рис. 8. Параметры теплового режима воздуха в жилых отсеках СМ «Звезда» в период «солнечной орбиты» в июне 2011 года

атора системы обеспечения теплового режима (СОТР) вследствие снижения на ~40% эффективности радиационных теплообменников (РТО) после 10 лет орбитальной эксплуатации СМ «Звезда».

Также при анализе сложившейся ситуации выявлено постоянно открытое состояние регуляторов расхода жидкости (РРЖ) в наружных контурах охлаждения в периоды «солнечных орбит» (телеметрический параметр ПРР1). Такое состояние РРЖ свидетельствовало о том, что при заданном диапазоне регулирования температур (не более 28 °С в жилой зоне) подводимое через жидкостные теплообменники внутренними контурами обогрева тепло из гермоотсеков СМ в наружные контуры удалялось радиационными теплообменниками не в полном объеме, т.е. объем производимой тепловой энергии превышал возможности радиаторов по её излучению в космическое пространство. Детальное рассмотрение проблемы во времени показал её эволюционный характер, начавший через три года после запуска служебного модуля, что можно считать естественным процессом ухудшения эксплуатационных характеристик РТО в процессе полета модуля. Проектные запасы по способности системы терморегулирования поддерживать заданный тепловой режим в гермоотсеках СМ постепенно были исчерпаны, что и проявилось в период «солнечной орбиты» в конце 2010 — начале 2011 годов.

При анализе полученных полетных данных по пониженной холодопроизводительности системы обеспечения теплового режима СМ «Звезда» с целью парирования проблемы и недопущения ее повторения в будущем, было предложено ввести в качестве эквивалента внутреннего тепловыделения общее токопотребление бортовой аппаратуры. Это позволило оперативно определять количество тепловой энергии, которую нужно удалять через сред-

ства СОТР и, тем самым, нормировать состав работающей бортовой аппаратуры на период «солнечных орбит».

Другим операционным решением, направленным на снижение риска перегрева атмосферы в гермоотсеках СМ «Звезда» в период «солнечных орбит», было предварительное «захолаживание» модуля. Для этих целей за два-три дня до пропадания тени на орбите принимаются меры по снижению температуры воздуха в отсеках на два-три градуса по сравнению с обычным уровнем температур в 23—25 °С за счет увеличения сбрасываемой тепловой энергии через СОТР в период теневого участка орбиты.

С целью использования внешних, по отношению к средствам терморегулирования, условий было предложено также воспользоваться следующей особенностью ориентации МКС в период «солнечной орбиты». Подавляющую часть времени МКС летает в развернутой орбитальной ориентации, поддерживаемой силовыми гироскопами американского сегмента. При этом строительные оси станции развернуты на величину в 1...6 градусов от орбитальной ориентации, что определяется конструктивной асимметрией МКС. Продольная ось СМ (ось X_{PC}) и одна из поперечных осей (ось Y_{PC}) в такой ориентации практически постоянно находятся вблизи плоскости орбиты, а другая поперечная ось (ось Z_{PC}) — вблизи перпендикуляра к плоскости орбиты. В периоды «солнечных орбит» Солнце оказывается под углом от 60 до 74,7° и при этом размещенные на фермах солнечные батареи американского сегмента (АС) могут затенять модули российского сегмента, в том числе и размещенные на внешней поверхности СМ «Звезда» радиационные теплообменники (рис. 9).

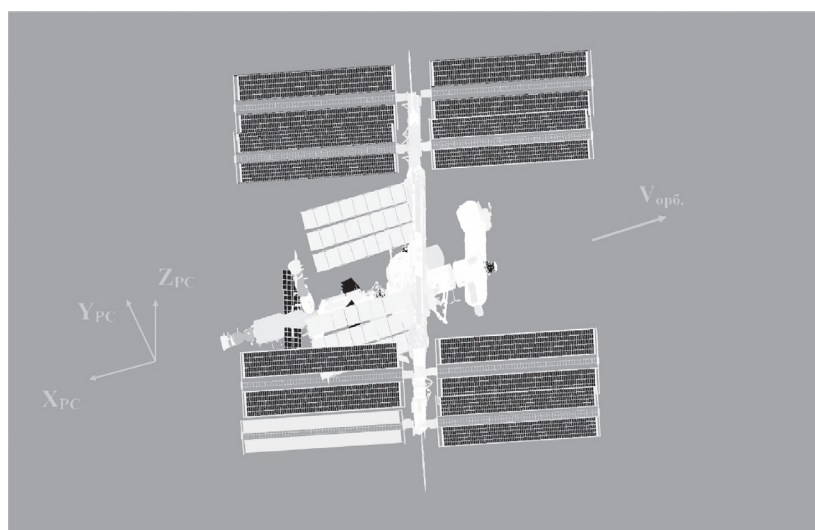


Рис. 9. Вид на МКС со стороны Солнца в период «солнечной орбиты»

Основываясь на вышеизложенном, с партнерами по МКС были достигнуты необходимые договоренности: начиная с 2016 года были введены специальные режимы ориентации СБ американского сегмента МКС, обеспечивающие периодическое затенение РТО СОРТ СМ «Звезда» как при фиксированном положении СБ АС относительно фермы, так при их вращении вокруг фермы. В первом случае в течение витка СБ АС обеспечивают однократное затенение РТО СМ «Звезда» от Солнца, во втором — двухкратное затенение, поочередно левой и правой группами СБ АС, находящимися в полусфере со стороны Солнца. При возможности также выполняется дополнительный доворот МКС относительно направления на Солнце на угол до 4° для еще большего затенения РТО СМ «Звезда».

В результате опробования различных вариантов мероприятий по приведению теплового режима в жилых отсеках в комфортный для экипажа РС МКС диапазон были достигнуто следующее:

— «захолаживание» СМ «Звезда» перед прохождением «солнечных орбит» с нормированием подключенного бортового оборудования обеспечивает в период «солнечных орбит» температуру воздуха в жилой зоне СМ «Звезда» до 28°C ;

— специальные режимы ориентации СБ АС МКС во время «солнечных орбит» обеспечивают

затенение радиационных теплообменников СОРТ СМ «Звезда» (от 10 до 25% продолжительности витка) и в сочетании с мерами по «захолаживанию» СМ дают возможность в период «солнечных орбит» поддерживать в жилой зоне СМ «Звезда» комфортный уровень температур в диапазоне от 24 до 26°C .

Данные по тепловому режиму в гермоотсеках СМ «Звезда» в период «солнечной орбиты» в декабре 2016 года приведены на рис. 10. В указанный период проводилось предварительное «захолаживание» гермоотсеков в сочетании с периодическим затенением СМ «Звезда» солнечными батареями Американского сегмента МКС.

В результате предложенные мероприятия позволили создать экипажу РС МКС комфортные условия и обеспечить в жилых отсеках СМ «Звезда» температуру воздуха в течение всего периода «солнечной орбиты» в диапазоне от 22 до 25°C .

Материалы по созданию комфортных условий экипажу РС МКС в периоды «солнечных орбит» представлены в работе [18], предложенные технические решения реализованы на МКС и защищены патентами РФ [19, 20].

Выводы

Оперативные контроль и оценка состояния бортовых систем дают возможность обнаруживать отклонения и накапливать полетные данные.

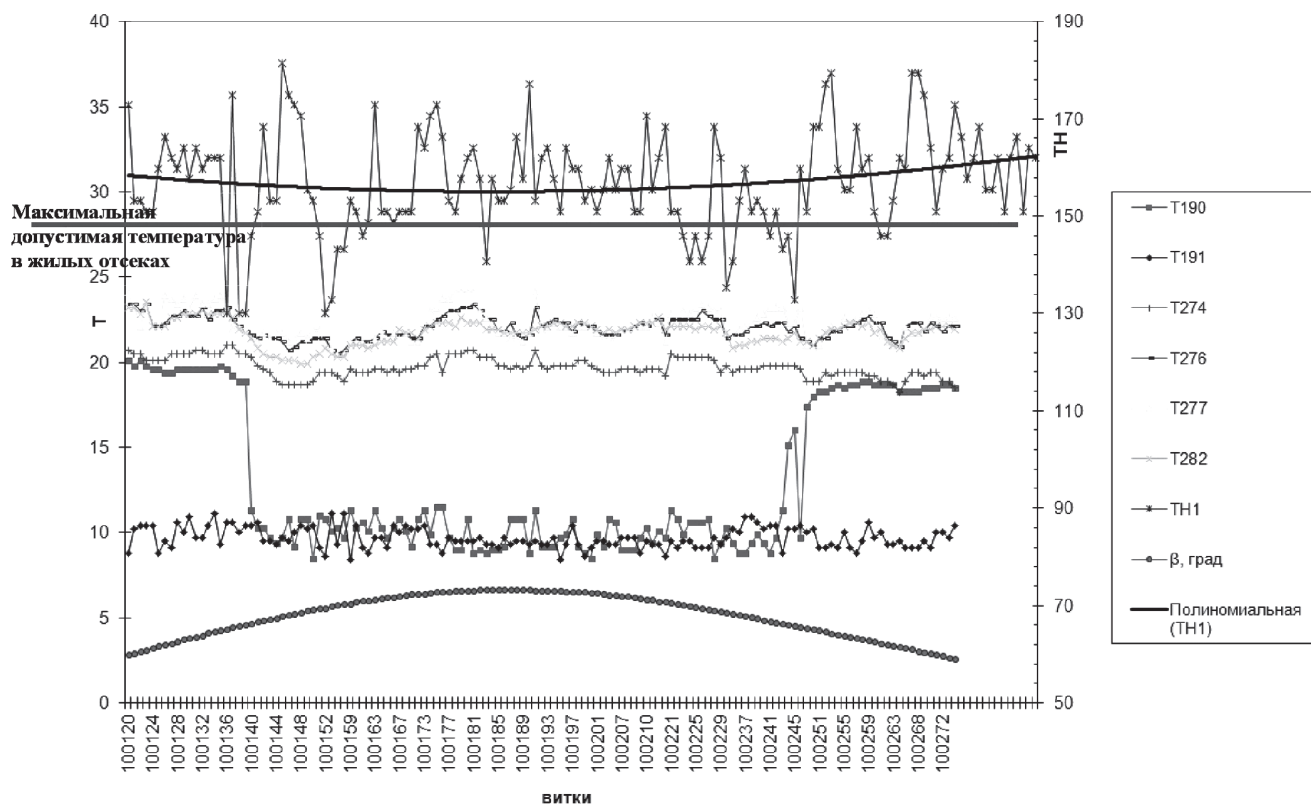


Рис. 10. Параметры теплового режима воздуха в жилых отсеках СМ «Звезда» в период «солнечной орбиты» в декабре 2016 года

Анализ полетных данных при выявлении отклонений в состоянии бортовых систем ДОС позволяет выявлять причины отклонений, вырабатывать рекомендации по их устранению или уменьшению негативного влияния, а при возникновении в процессе орбитального полета ДОС ограничений по эксплуатации бортовых систем ДОС дает возможность вырабатывать операционные решения по оптимизации режимов работы бортовых систем, рациональному расходованию ресурсов.

В целом анализ полетных данных является неотъемлемой частью контроля полета и обеспечивает длительную и эффективную эксплуатацию ДОС.

Библиографический список

1. Соловьёв В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полетами: Учебное пособие. В 2-х частях. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. Ч. 1 — 476 с. Ч. 2 — 426 с.
2. Кравец В.Г., Любинский В.Е. Основы управления космическими полётами. — М.: Машиностроение, 1983.— 224 с.
3. Кравец В.Г. Автоматизированные системы управления космическими полетами. — М.: Машиностроение, 1995. — 254 с.
4. ГОСТ 20911-89 Техническая диагностика. Термины и определения. — М.: Изд-во стандартов, 1991. — 11 с.
5. Станиловская В.И., Беляев А.М., Лахин О.И., Носкова А.И., Иванова Д.Н. Подход к адаптивному планированию полетных операций российского сегмента международной космической станции на основе мультиагентных технологий // Проблемы управления и моделирования в сложных системах: Труды XVII Международной конференции (22-25 июня 2015, Самара, Россия). — Самара: Самарский научный центр РАН, 2015. С. 147-157.
6. Колокольцева О.М., Беляев А.М., Козлечков А.Г., Будникова Т.С., Станиловская В.И., Потоцкий С.И. Автоматизированная система планирования полета Российского сегмента Международной космической станции // Программные продукты и системы. 2013. № 3(103). С. 48-49.
7. Жигастова О.К., Почукаев В.Н. Ключевые операции системы управления полётами автоматических околоземных космических аппаратов // Труды МАИ. 2011. № 49. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=28296>
8. Жигастова О.К., Почукаев В.Н. Основные принципы автоматизированного планирования полёта автоматических космических аппаратов // Труды МАИ. 2011. №49. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=28206>
9. Жигастова О.К., Почукаев В.Н. Методика автоматизированного планирования полёта автоматических околоземных космических аппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 3. С. 97-103.
10. Жигастова О.К., Почукаев В.Н. Методика проверки плана полёта автоматических космических аппаратов с использованием имитационной модели бортового комплекса управления // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 5. С. 34-43.
11. Спиринов А.И., Скурский Ю.А. Оценка состояния бортовых систем модулей Российского сегмента Международной космической станции // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXVIII Академических чтений по космонавтике. — М.: Комиссия РАН, 2014. С. 381.
12. Ахрамович С.А. Интеллектуальная система контроля и мониторинга состояния космического аппарата // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды XXXIX Академических чтений по космонавтике. — М.: Комиссия РАН, 2015. С. 306-307.
13. Ведерникова М.М., Скурский Ю.А., Спиринов А.И. Контроль работы сложных технических систем. Средства информационной поддержки // Проблемы управления и моделирования в сложных системах: Труды XVII Международной конференции (22-25 июня 2015, Самара, Россия) / Под ред. акад. Е.А. Федосова, акад. Н.А. Кузнецова, проф. В.А. Виттиха. — Самара: Самарский научный центр РАН, 2015. С. 115-125.
14. Соловьёв В.А., Любинский В.Е., Мишурова Н.В. Оперативная оценка состояния и функционирования пилотируемых космических кораблей в процессе их полета // XLI Академические чтения по космонавтике: Сборник тезисов. — М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. С. 271.
15. Зернов А.С., Николаев В.Д. Опыт эксплуатации солнечных батарей служебного модуля Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2016. № 1(12). С. 29-38.
16. Рулев Д.Н., Спиринов А.И. Способ определения максимальной выходной мощности солнечных батарей космического аппарата. Патент RU 2618844 С2. Бюлл. № 14, 20.05.2017.
17. Спиринов А.И., Рулев Д.Н. Способ определения выходной мощности солнечной батареи космического аппарата. Патент RU 2621816 С1. Бюлл. №16, 10.06.2017.
18. Спиринов А.И., Ушаков И.А., Рулев Д.Н., Скуратова М.А. Обеспечение теплового режима СМ «Звезда» МКС в периоды «солнечных орбит» // XLI Академические чтения по космонавтике: сборник тезисов. — М.: МГТУ им. Н.Э.Баумана, 2017. С. 273.
19. Рулев Д.Н., Спиринов А.И. Способ управления орбитальным космическим аппаратом. Патент RU 2535963 С2. Бюлл. №23, 20.08.2014.
20. Рулев Д.Н., Спиринов А.И. Способ управления орбитальным космическим аппаратом. Патент RU 2536765 С2. Бюлл. №23, 20.08.2014.

FLIGHT DATA ANALYSIS AS AN OPERATIONAL DECISIONS MAKING BASIS OF THE LONG-TERM OPERATING ORBITAL STATIONS USAGE MANUAL

Spirin A.I.

*Rocket and Space Corporation "Energia" named after S.P. Korolev,
4, Lenin str., Korolev, Moscow region, 141070, Russia
e-mail: Alexander.Spirin@sfc.ru*

Abstract

Space mission control is an integral part of the control process. It allows obtain a fair presentation on the actual state and functioning of constituent parts of a spacecraft (SC), the degree of tasks implementation and its reaction to control actions.

As a rule, two tasks are solved while controlling. The first one consists in predicting the SC and crew abilities to perform the current flight tasks based on current data, and the second one of no less importance is to detect timely a failure onboard a SC and take measures to its elimination at short notice.

The analysis of the SC onboard systems state adds to the control, but this process is more complicated and it is aimed at revealing cause-and-effect relations of the control parameters both with each other and with external conditions. This analysis is performed for predicting the onboard systems state over the planned flight stages to reveal undesired tendencies in control parameters behavior, as well as for analyzing and revealing the causes of divergences and failures of the onboard system operation. The analysis of the onboard systems states is performed as a rule out of the bounds of a SC operative control loop.

For long-term orbital stations' (LTOS) the analysis of the onboard system state is particularly urgent due to the necessity of ensuring long-term operation in conditions of known restrictions on their structure changing. The flight data generalization and their analysis allow reveal the causes of divergences of the onboard systems states, elaborate recommendations on their elimination of reducing their negative effect, as well as elaborate operational decisions on optimization of the onboard systems operation modes, rational resources consumption, ensuring thereby long-term and effective operation of the LTOS.

The article presents methodological approaches employed for the of onboard systems state analysis with account for collateral data. The operational decisions examples, implemented based on the International Space Station flight data analysis, are considered for the events such as:

- parry the negative impact of the jets of orientation engines of transportation vehicles on solar batteries panels (SP);
- reduce fuel consumption during the SP effectiveness evaluation;
- improving the heat transfer of radiators of the thermal mode provision system during the «solar orbits» periods.

Keywords: long-term orbital station, flight control, onboard systems state analysis, solar cell output rate, radiation heat exchangers output rate.

References

1. Solov'ev V.A., Lysenko L.N., Lyubinskii V.E. *Upravlenie kosmicheskimi poletami* (Space Flight Control), Moscow, MGTU im. N.E. Baubana, 2009. Vol. 1 - 476 p. Vol. 2 - 426 p.
2. Kravets V.G., Lyubinskii V.E. *Osnovy upravleniya kosmicheskimi poletami* (Fundamentals of space flight control), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 224 p.
3. Kravets V.G. *Avtomatizirovannye sistemy upravleniya kosmicheskimi poletami* (Automated space flight control systems), Moscow, Mashinostroenie, 1995, 254 p.
4. *Tekhnicheskaya diagnostika. Terminy i opredeleniya. GOST 20911-89* (Technical diagnostics. Terms and definitions. State Standard 20911-89), Moscow, Standarty, 1991, 11 p.
5. Stanilovskaya V.I., Belyaev A.M., Lakhin O.I., Noskova A.I., Ivanova D.N. *Materialy XVII Mezhdunarodnoi konferentsii (22-25 June 2015, Samara, Russia) "Problemy upravleniya i modelirovaniya v slozhnykh sistemakh"*, Samara, Samarskii nauchnyi tsentr RAN, 2015, pp. 147-157.
6. Kolokol'tseva O.M., Belyaev A.M., Kozlechkov A.G., Budnikova T.S., Stanilovskaya V.I., Pototskii S.I. *Programmnye produkty i sistemy*, 2013, no. 3(103), pp. 48-49.
7. Zhigastova O.K., Pochukaev V.N. *Trudy MAI*, 2011, no. 49, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=28296>
8. Zhigastova O.K., Pochukaev V.N. *Trudy MAI*, 2011, no. 49, available at: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=28206>
9. Zhigastova O.K., Pochukaev V.N. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2012, vol. 19, no. 3, pp. 97-103.

10. Zhigastova O.K., Pochukaev V.N. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2013, vol. 20, no. 5, pp. 34-43.
11. Spirin A.I., Skurskii Yu.A. *Materialy XXXVIII Akademicheskikh chtenii po kosmonavtike "Aktual'nye problemy rossiiskoi kosmonavtiki"*, Moscow, Komissiya RAN, 2014, p. 381.
12. Akhramovich S.A. *Materialy XXXIX Akademicheskikh chtenii po kosmonavtike "Aktual'nye problemy rossiiskoi kosmonavtiki"*, Moscow, Komissiya RAN, 2015, pp. 306-307.
13. Vedernikova M.M., Skurskii Yu.A., Spirin A.I. *Materialy XVII Mezhdunarodnoi konferentsii (22-25 June 2015, Samara, Russia) "Problemy upravleniya i modelirovaniya v slozhnykh sistemakh"*, Samara, Samarskii nauchnyi tsentr RAN, 2015, pp. 115-125.
14. Solov'ev V.A., Lyubinskii V.E., Mishurova N.V. *XLI Akademicheskie chteniya po kosmonavtike. Sbornik tezisov*, Moscow, MGTU im. N.E. Baumana, 2017, p. 271.
15. Zernov A.S., Nikolaev V.D. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2016, no 1(12), pp. 29-38.
16. Rulev D.N., Spirin A.I. *Patent RU 2618844 C2*, 20.05.2017.
17. Spirin A.I., Rulev D.N. *Patent RU 2621816 C1*, 10.06.2017.
18. Spirin A.I., Ushakov I.A., Rulev D.N., Skuratova M.A. *XLI Akademicheskie chteniya po kosmonavtike. Sbornik statei*, Moscow, MGTU im. N.E. Baumana, 2017, p. 273.
19. Rulev D.N., Spirin A.I. *Patent RU 2535963 C2*, 20.08.2014.
20. Rulev D.N., Spirin A.I. *Patent RU 2536765 C2*, 20.08.2014.