

ИНФОРМАЦИОННО-АНАЛИТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ АВТОНОМНОГО УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМИ АППАРАТАМИ

Н.Л. Соколов, П.А. Захаров

Рассмотрены вопросы создания и развития информационно-аналитического обеспечения систем поддержки принятия автономных решений в процессе управления КА. Предложена структура системы, где наряду с традиционными блоками — базой знаний и машиной логических заключений введены новые элементы — блок моделирования и прогнозирования состояния бортовой аппаратуры, блок идентификации полетных ситуаций. Дана формальная постановка задачи автономного управления КА. Разработаны общие принципы взаимодействия структурных элементов системы в процессе выработки рекомендаций по принятию автономных решений. Приведены примеры использования информационно-аналитического обеспечения систем управления для парирования возникающих нештатных ситуаций.

Ключевые слова: автономная система, управление, космический аппарат, база знаний, машина логических заключений, идентификация, нештатная ситуация, моделирование, прогнозирование, состояние, бортовая аппаратура, принятие решений.

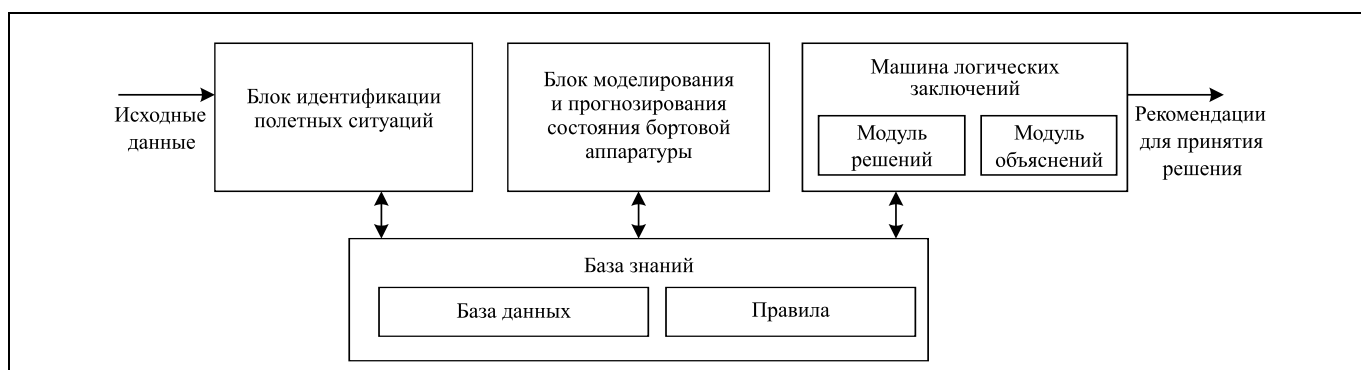
ВВЕДЕНИЕ

В условиях планируемого расширения состава орбитальных группировок космических аппаратов (КА), усложнения спектра решаемых ими задач и увеличения нагрузки на средства наземного автоматизированного комплекса управления возрастают объективная необходимость и значимость автономного управления КА. Указанные обстоятельства выдвигают на первый план проблему создания и развития информационно-аналитического обеспечения систем поддержки принятия автономных управленческих решений.

Особо важное значение эта проблема приобретает при управлении КА в процессе парирования нештатных ситуаций. Практика управления орбитальными КА показывает, что в ряде случаев только своевременная выдача в сеансах связи с КА команд немедленного исполнения позволяет предотвратить развитие нештатных ситуаций. При этом возникает необходимость в условиях жестких временных ограничений (продолжительность сеансов связи с КА, движущихся на высотах и менее

1000 км, составляет не более 15 мин) провести оперативный анализ и диагностику состояния бортовых систем КА, идентифицировать содержание нештатной ситуации, определить парирующую программу управления, выдать ее на борт КА и оценить факт исполнения командных воздействий.

Анализ существующих отечественных и зарубежных материалов показал отсутствие общего методологического подхода к созданию высокоэффективных систем поддержки принятия автономных управленческих решений. Известен ряд работ, где приводятся примеры решения лишь частных задач автономного управления КА [1–5]. В них описывается система парирования нештатных ситуаций и оптимального управления КА Deep Space One [1], рассмотрена система Optimum-AIV [2], исследуются вопросы диагностики работоспособности бортовой аппаратуры КА и выработки рекомендаций по устранению нештатных ситуаций [3, 4], приводится обоснование архитектуры и управляемости дискретных динамических систем [5–7], представлены варианты базы знаний и основные алгоритмы функционирования интеллектуальных систем [8–10].



Структурная схема системы управления КА

Одно из важнейших условий достижения заданных целей заключается в эффективной идентификации текущего состояния КА и внешней среды. Кроме того, проектируемая система должна обеспечивать возможность оперативного формирования и реализации (при необходимости) корректирующих программ управления, направленных на парирование негативных факторов. Исходными данными, поступающими на систему, служат предполагаемые к выдаче на борт КА штатные программы управления, телеметрическая информация о состоянии работоспособности бортовой аппаратуры КА, измерительные данные, получаемые бортовыми средствами. Выходными данными являются рекомендации для принятия решений по устранению нештатных ситуаций.

Отметим, что общая тенденция развития автономных систем, в том числе основанных на использовании элементов искусственного интеллекта, состоит в разработке средств и методов, направленных на достижение задаваемых целей управления в условиях динамически меняющихся полетных ситуаций. Анализ создания динамических систем показал, что, несмотря на определенные различия в структурном построении этих систем, их общим элементом является база знаний, а основным условием принятия эффективных управленческих решений — создание и развитие базовых решающих правил. Это позволяет обеспечить координацию всех элементов системы в процессе управления объектом и планирования операций в условиях динамически изменяющихся полетных ситуаций.

1. СТРУКТУРА СИСТЕМЫ ПОДДЕРЖКИ ПРИНЯТИЯ АВТОНОМНЫХ УПРАВЛЕНЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ

Основным блоком системы, представленной на рисунке, является база знаний, включающая в себя базу данных и совокупность решающих правил.

База данных представляет собой программную структуру, содержащую множество событий S в виде объектов O , атрибутов A и их значений Z : $S = \langle O, A, Z \rangle$. Например: событие «угол атаки космического аппарата в системе управления движением равен 20° » включает в себя атрибут «угол атаки», объект — «система управления движением» и значение — 20° . Решающие правила $S(U)$ устанавливают соотношения между событиями и действиями в виде: «если S , то U ». В общем случае одно правило может соответствовать наступлению нескольких событий. Выполнение правил направлено на достижение целей функционирования интеллектуальной системы, обозначенных в исходных данных.

Блок идентификации полетных ситуаций предназначен для определения характеристик текущего положения КА и состояния бортовой аппаратуры, их сравнение с прогнозируемыми параметрами, выявления признаков возникновения нештатных ситуаций и необходимости корректировки программ управления.

Блок моделирования и прогнозирования функционирования КА предназначен для определения эталонных характеристик состояния бортовых систем при «идеальном» исполнении выдаваемых на борт КА командных воздействий. Эти эталонные характеристики сравниваются с реальными параметрами бортовой аппаратуры на основе анализируемой телеметрической информацией. По результатам сравнения делаются выводы об исполнении программ управления КА и о состоянии работоспособности бортовой аппаратуры.

Машина логических заключений включает в себя модуль поиска решений и модуль объяснения хода решений. Модуль решений осуществляет автоматизированный поиск последовательности принимаемых решений по выходу из возникающих нештатных ситуаций. Модуль объяснений последовательно информирует оператора системы о логике всех шагов решения задач.

2. ФОРМАЛЬНАЯ ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Целевое назначение системы управления — обеспечение автономного парирования возникающих нештатных ситуаций в работе КА и его бортовой системы, а также негативных тенденций в динамике полета аппарата. В частности, система должна оперативно выполнять функции:

- восстанавливать работоспособность бортовой аппаратуры;
- корректировать траектории полета КА при отклонениях параметров его движения от номинальных значений;
- выявлять признаки возникновения негативных тенденций и вырабатывать управленческие решения по их устранению и др.

Отметим значительные различия в содержании возможных негативных ситуаций, способах их парирования, критериях достижения целевых функций и ряда других факторов, влияющих на функционирование системы. Для структурирования изложения предлагаемого подхода к принятию автономных управленческих решений приведем формальную постановку исследуемой задачи.

Введем обозначения:

$X_p = \{x_1, x_2, \dots, x_p, \dots, x_n\}$ — вектор реального состояния КА и работоспособности бортовой аппаратуры в текущий момент времени, значения x_i могут быть определены как на основе получаемой телеметрической информации, так и с помощью проводимых измерений и их обработки. К значениям x_i относятся траекторные параметры движения КА, параметры состояния отдельных элементов бортовых систем, данные об околосредном пространстве и т. д.;

$X_n = \{x_1, x_2, \dots, x_p, \dots, x_n\}$ — вектор прогнозируемых значений соответствующих параметров x_i при штатной работе КА;

$x_{i\min}, x_{i\max}$ — минимально и максимально допустимые значения i -го параметра.

$S_i(u)$ — базовые решающие правила, устанавливающие логические или функциональные соотношения между событиями S , характеризующие состояния КА и его бортовой аппаратуры, и воздействиями на КА и полетные ситуации; при проектировании системы реализуется направленность на максимальный охват базовыми правилами возможных полетных ситуаций;

$J = \sum_{i=1}^n a_i(x_{ip} - x_{in})^2$ — критерий достижения целевых функций, характеризующий различие между реальными и прогнозируемыми (желаемыми) векторами X_p и X_n , a_i — весовые коэффициенты,

устанавливающие приоритетность каждой из компонент вектора целей.

Итак, сформулируем задачу, решаемую системой в процессе принятия управленческих решений.

Путем сравнения реального вектора текущего состояния КА X_p , идентифицируемого на основе получаемой телеметрической информации и обработанных измеренных бортовой аппаратурой данных, с соответствующим вектором прогнозируемого (желаемого) состояния X_n выявляются отклонения компонент $x_i = x_{ip} - x_{in}$ и устанавливается факт наличия или отсутствия нештатных ситуаций и признаков возникновения негативных тенденций функционирования КА.

Из общей последовательности параметров x_i , $i = 1, 2, \dots, n$, выбираются те составляющие, для которых справедливы неравенства $x_{ip} > 0,8x_{i\max}$ и $x_{ip} < 1,2x_{i\min}$, и с их учетом формируется критерий достижения целевых функций J .

Из всей совокупности базовых решающих правил $S_i(u)$ составляется такая программа управления, при которой обеспечивается минимум функционала J на последующем временном интервале $\Delta t = t_{i+1} - t_i$. Правильность выбора программ подтверждается путем оценки результатов прогнозирования параметров движения КА, полученных после подачи командных воздействий.

Таким образом, система управления КА предназначена для автономного выполнения:

- идентификации полетных ситуаций и выявление признаков возникновения негативных тенденций функционирования КА;
- выработки программ управления, устраняющих нештатные ситуации;
- прогнозирования траектории движения КА и подтверждения правильности принятия управленческих решений.

Анализ возможных полетных ситуаций, влияющих на содержание и оперативность выработки управляющих решений, позволяет ранжировать состояние системы следующим образом:

— «неопасные ситуации» — КА и бортовые системы функционируют в условиях, когда характеризующие их работоспособность параметры x_{ip} находятся в допустимых пределах и в гарантированном удалении от граничных значений: $1,2x_{i\min} < x_{ip} < 0,8x_{i\max}$;

— «опасные ситуации» — функционирование КА и бортовых систем характеризуется состоянием, когда параметры x_{ip} находятся в допустимых пределах, но достаточно близко к граничным значениям $x_{ip} < 1,2x_{i\min}$, $x_{ip} > 0,8x_{i\max}$;



— «аварийные ситуации» — КА и бортовые системы работают в условиях, когда часть параметров x_{ip} вышла за пределы допустимых значений $x_{ip} < x_{i\min}$, $x_{ip} > x_{i\max}$.

Ранжирование состояния системы по оперативности принятия решений заключается в наличии двух основных ситуаций:

— «без резерва времени» — ситуации, требующие выработки и реализации управленческих решений с помощью командных воздействий немедленного исполнения. К таким случаям относятся практически все «аварийные ситуации», а также «опасные ситуации» с высоким уровнем динамики нарастания негативных тенденций;

— «с резервом времени» — ситуации, предполагающие выработку наилучшей из допустимых стратегий, направленных на перемещение параметров x_i от границ допустимых значений. К ним относятся практически все «опасные ситуации».

3. ОБЩИЕ ПРИНЦИПЫ ФОРМИРОВАНИЯ БАЗОВЫХ РЕШАЮЩИХ ПРАВИЛ

Основой формируемой базы знаний и важнейшим фактором построения эффективных систем является создание совокупности базовых решающих правил, определяющих логические соотношения между идентифицированными полетными состояниями КА и программами управления, обеспечиваемыми нахождением бортовых систем в работоспособном состоянии.

Прежде всего, такие соотношения формируются на основе эксплуатационной документации на КА при возникновении идентифицированных нештатных ситуаций. Кроме того, осуществляется расширение поля соотношения $S(U)$ путем:

— создания новых комбинаций командных воздействий, не предусмотренных эксплуатационными документами; например, для компенсации возможных не санкционированных включений элементов бортовой аппаратуры;

— идентификации вновь возникающих нештатных ситуаций в процессе эксплуатации КА и поиска новых программ управления для парирования этих ситуаций;

— имитации процессов функционирования бортовых систем при воздействии на КА различных программ управления; в результате выбираются соотношения $S(U)$, представляющие интерес в смысле зрения восстановления работоспособности КА;

— поиска нетрадиционных способов управления; например, использование поворотов панелей солнечных батарей для управления системой ориентации КА «Океан-О».

Во всех рассмотренных случаях, кроме последнего, поле соотношений $S(U)$ расширяется в условиях детерминированной модели состояния работоспособности бортовых систем. В последнем случае параметры решающих правил корректируются в зависимости от сложившихся ситуаций.

Вместе с тем, могут возникать такие полетные ситуации, при которых практически невозможно заранее сформулировать решающие правила. Например, при входе в атмосферу Земли и планет условия полета КА могут отличаться от номинальных в достаточно широких пределах по значительному числу параметров: крутизне траектории, скорости полета, нарастанию перегрузки, плотности атмосферы и др. Число сочетаний всех возможных отличительных вариантов практически не ограничено, и заранее определить все соответствующие корректирующие программы управления не представляется возможным. Для этих случаев решающие правила составляются в виде функциональных аналитических зависимостей, определяющих квазиоптимальные управляющие воздействия как функцию от текущих траекторных параметров КА.

4. БЛОК ИДЕНТИФИКАЦИИ ПОЛЕТНЫХ СИТУАЦИЙ

Блок предназначен для определения характеристик текущего положения КА, состояния работоспособности бортовых систем и оценки параметров внешней среды. Для этого могут быть применены различные бортовые измерительные средства: датчики угловых скоростей, звездные датчики, инфракрасные вертикали, гироскопические системы и др.

Кроме того, с помощью блока реальные текущие параметры движения КА сравниваются с прогнозируемыми, выявляются признаки возникновения и развития нештатных ситуаций. В результате выявляется необходимость в выработке управляющих воздействий для корректировки траектории полета КА.

Полученные с помощью блока идентификации полетной ситуации результаты являются исходными для формирования решающих правил и прогнозирования состояния бортовой аппаратуры.

5. БЛОК МОДЕЛИРОВАНИЯ И ПРОГНОЗИРОВАНИЯ СОСТОЯНИЯ БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ

Блок моделирования и прогнозирования формируется последовательно в два этапа. На первом этапе составляется общая структура блока с учетом особенностей построения бортовой аппарату-

ры КА. Приводится описание всех бортовых систем КА. Для каждой системы описываются:

- состав, структура, комплектность;
- перечень и параметры предусматриваемых функциональных режимов;
- телеметрические параметры, их номинальные и допустимые значения;
- управляющие воздействия, подаваемые на систему в виде разовых и программных команд;
- ограничения на последовательность выдаваемых команд и временные интервалы между командами;
- запреты на выдачу командных воздействий.

Учитывая, что номинальные состояния бортовых систем определяются режимами командных воздействий на эти системы, прежде всего прогнозируются «эталонные» состояния бортовой аппаратуры, характеризующие совокупностями телеметрических параметров в зависимости от режимов выдаваемых командных воздействий.

Результат, полученный с помощью блока моделирования и прогнозирования, позволяет дать описание изменения состояния служебных систем КА для любого набора допустимых, распределенных по времени управляющих воздействий $U(t)$ т. е. моделируется «эталонный» вариант функционирования систем в отсутствие ошибок управления, отказов в работе бортового оборудования и случайных возмущающих воздействий.

Структурная схема блока обеспечивает возможность автоматизированных проверок на идентификацию команд допустимому множеству и логике выдаваемых последовательностей командных воздействий. Существование процесса тонкой корректировочной настройки исходных данных представляет расширенные возможности, в том числе добавления новых режимов регулирования; внесения дополнительных ограничений в логику выдаваемых на борт команд; хранения, архивации, документирования, а также графического отображения состояния служебных систем КА.

Таким образом, применение блока моделирования и прогнозирования позволяет получить последовательность эталонных значений телеметрических параметров в процессе имитации подаваемых на борт КА, управляющих воздействий $U(t)$.

На втором этапе в целях идентификации и диагностики работоспособности бортовой аппаратуры проводится сравнительный анализ эталонных вариантов параметров телеметрии с ее реальными значениями, при проведении сеансов связи, для всех служебных систем КА.

Идентификация состояния функционирования служебных систем выражается в наличии либо отсутствии признаков возникновения нештатных ситуаций для системы в целом. Заложенная в сис-

тему возможность детального анализа работоспособности отдельных элементов, составляющих бортовую систему КА, делает возможным выявление элементов конкретных подсистем, которые служат причиной нарушения нормальной работоспособности всей системы.

Диагностика работоспособности бортовой аппаратуры служебных систем КА заключается в:

- выявлении отрицательных тенденций в работе как бортовой системы в целом, так и отдельных элементов, в том числе для элементов, находящихся в работоспособном состоянии. Так, например, выявление нехарактерного роста (или снижения) характеристик температурных режимов, увеличение времени заряда химической батареи, уменьшение мощности командной радиолинии при передаче с борта КА телеметрии и др.;

- прогнозировании временных интервалов штатной работы служебных систем без применения корректирующих командных воздействий;

- диагностировании и предупреждении возможных причин негативных тенденций. Так, например, если объем наработок бортовой аппаратуры превышает гарантированные параметры, если повышается интенсивность эксплуатации систем и др.;

- выявлении взаимно коррелированных процессов (в том числе и негативных) при работе различных служебных систем КА.

Таким образом, в результате исполнения указанных выше функций дается всесторонняя объективная оценка функционирования служебных систем с предполагаемой динамикой развития процессов на борту КА и прогнозируется время штатной работы всех элементов подсистем, диагностируются «проблемные» узлы бортовой аппаратуры.

6. ТЕХНОЛОГИЯ ПРИНЯТИЯ УПРАВЛЕНЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ ПРИ ПАРИРОВАНИИ НЕШТАТНЫХ СИТУАЦИЙ

Практика показывает, что при управлении КА достаточно часто (особенно при управлении аппаратами за пределами гарантийных сроков их эксплуатации) возникают нештатные ситуации в работе бортовой аппаратуры, что вызывает необходимость в разработке и применении алгоритмов восстановления ее работоспособности.

Одним из наиболее ярких примеров возникновения и парирования нештатных ситуаций служит восстановление работоспособности в работе системы ориентации КА «Океан-О» [11]. В процессе управления КА оказалась неэффективной штатная схема разгрузки двигателя-маховика в канале тангажа при значительных колебаниях плотности атмосферы, в том числе из-за возникновения силь-



ных магнитных бурь. В этих условиях двигатель-маховик выходил в режим насыщения и не обеспечивал необходимые воздействия, компенсирующие влияние возрастающих аэродинамических моментов. В результате КА выходил в неориентированный режим полета, не обеспечивающий возможности выполнения целевых программ.

Для поддержания ориентации КА была предложена принципиально новая технология разгрузки двигателя-маховика, основанная на периодических коррекциях положения солнечной батареи (СБ). На ее основе разработаны методы и алгоритмы расчета корректирующих параметров положения СБ, обеспечивающие заданную ориентацию КА в условиях сохранения необходимого энергобаланса. Был организован автоматизированный технологический цикл по принятию решений в многомерной задаче: 1) поддержания ориентации КА; 2) обеспечения требуемого энергобаланса; 3) выполнения заданной программы полета.

Решение этих задач носит компромиссный характер. Так, выполнение третьей задачи реализуется только при необходимом режиме энергопотребления, что достигается лишь в определенных диапазонах значений углов поворота солнечной батареи. Однако при некоторых значениях этих углов невозможно поддержание необходимой ориентации КА. В таких случаях приоритет в принятии управленческих решений отдается решению первой задачи с необходимой коррекцией программы получения целевой информации.

Опишем процесс принятия управленческих решений, который состоит из трех основных этапов.

Этап 1. С помощью средств блока идентификации полетных ситуаций в текущие моменты времени определяется необходимость (или ее отсутствие), поворота солнечной батареи. Исходной информацией служат телеметрические параметры, характеризующие положение V_z , а также скорость изменения кинетического момента двигателя-маховика ΔV_z . Величина ΔV_z рассчитывается как частное от деления разности между значениями V_z на двух последующих сеансах связи с КА на число витков n и m между проводимыми измерениями:

$$\Delta V_z = \frac{V_z(n) - V_z(m)}{n - m}.$$

Принималось, что крайним условием, при котором отсутствует необходимость поворота СБ, является достаточно большая удаленность телеметрического параметра V_z от его предельного значения $V_z^* = \pm 20$ Нмс (например, если $V_z \geq -0,8V_z^*$ или $V_z \leq 0,8V_z^*$) в сочетании с малыми скоростями

изменения параметра V_z (например, если $\Delta V_z \leq 0,8$ Нмс/вит). Приведенные неравенства обусловлены тем, что при указанных значениях V_z и ΔV_z скоординировать положение СБ представляется целесообразным в процессе проведения следующих сеансов связи с КА.

Дадим описание событиям S_i , характеризующим состояние функционирования двигателя-маховика:

$$S_1: V_z \geq -0,8V_z^*;$$

$$S_2: V_z \leq 0,8V_z^*;$$

$$S_3: \Delta V_z \leq 0,8 \text{ Нмс/вит}.$$

Сформулируем условия, определяющие необходимость (или ее отсутствие) поворота СБ:

если $(S_1 \wedge S_3) \vee (S_2 \wedge S_3)$, то $\Delta \text{УПСБ} = 0$ или

если $\bar{S}_1 \vee \bar{S}_2 \vee \bar{S}_3$, то $\Delta \text{УПСБ} \neq 0$.

Здесь $\Delta \text{УПСБ}$ — угол поворота СБ.

Итак, блок идентификации полетных ситуаций выдает на машину логических заключений формализованную информацию, из которой следует однозначный вывод о схеме управления СБ. Далее будем рассматривать случаи, где осуществляется поворот СБ для поддержания ориентации КА.

Этап 2. На основе полученной информации о необходимости коррекции положения СБ на средствах машины логических заключений определяется направление и потребное значение угла поворота $\Delta \text{УПСБ}$. Сначала устанавливается близость значения V_z к одному из двух граничных положений: к $V_z^* = 20$ Нмс или к $V_z^* = -20$ Нмс. В первом случае необходимо осуществлять поворот в сторону уменьшения угла между плоскостью СБ и скоростным потоком, что обеспечит возможность снижения действия возмущающего аэродинамического момента на КА. Соответственно, во втором случае разворот СБ осуществляется в противоположную сторону, что характеризует факт восстановления плотности атмосферы после прохождения ее пиковых значений.

Угол поворота $\Delta \text{УПСБ}$ определяется из условия «перемещения» параметра V_z как можно ближе к наиболее удаленному граничному положению V_z^* . Это дает возможность создания максимально возможного интервала времени для перемещения двигателя-маховика к критическому состоянию. Так, например, при значении параметра $V_z = 18$ Нмс угол поворота СБ $\Delta \text{УПСБ}$ должен обеспечить приращение параметра ΔV_z на 38 Нмс. Это дает воз-

возможность определить время поворота СБ в соответствии с зависимостью $\Delta t = \alpha \Delta V_z / V_{СБ}$, где $V_{СБ}$ — скорость поворота солнечной батареи, α — коэффициент динамики поворота СБ.

Рассчитанные данные поступают в базу знаний, средствами которой вырабатываются базовые решающие правила, обеспечивающие парирование сложившейся нештатной ситуации. Для рассмотренного конкретного случая результатом выработки решения являются следующие правила: осуществляется подача разовой команды РК429 для поворота солнечной батареи в сторону уменьшения угла ДУПСБ, а через рассчитанный временной интервал Δt подают другую команду РК430 для останова движения СБ. Далее, посредством передачи рекомендуемых решающих правил через машину логических заключений на блок моделирования и прогнозирования параметров движения КА осуществляют проверку правильности выбранных решений с учетом обеспечения необходимого энергобаланса КА для выполнения заданной программы полета.

Этап 3. С учетом полученной информации о рекомендуемой программе поворота СБ определяется достаточность энергопоступления на КА при расчетном угле ДУПСБ для выполнения запланированных операций программы полета. Отметим, что при недостаточном энергобалансе КА аккумуляторные батареи могут разрядиться до критического уровня, что также сопряжено с переходом аппарата на нештатный неориентируемый режим полета.

Условие достаточности энергобаланса КА может быть определено выражением:

$$W(\text{УПСБ}) \geq W(\Pi) = \sum_i^n W_i,$$

где $W(\text{УПСБ})$ — значение энергопотребления КА при заданном угле поворота солнечной батареи, $W(\Pi)$ — требуемый энергетический расход для обработки всех запланированных операций программы полета, W_i — энергопотребление КА при выполнении i -й операции, n — число операций, выполняемых в соответствии с программой полета.

Учитывая, что приоритет при формировании программы полета следует отдавать обеспечению штатной ориентации КА, в случаях нарушения указанного неравенства из совокупности запланированных операций работы бортовой аппаратуры исключается ряд операций до обеспечения удовлетворительного энергетического баланса аппарата. Причем, не исключаются операции, связанные с обеспечением жизнедеятельности аппарата (командно-измерительная система, система терморегулирования, система стабилизации). В этих

условиях исключаются операции, направленные на выполнение целевой программы получения специальной научной информации. В результате обеспечивается нормальное функционирование бортовых систем КА, а исключенные операции реализуются в рамках последующих программ полета. После соблюдения условий выполнения достаточности требуемого энергобаланса реализуется программа управления положением солнечной батареи с целью поддержания штатной ориентации КА.

Таким образом, разработанный и внедренный в практику управления КА «Океан-О» описанный алгоритм поддержки принятия решений позволил обеспечить устранение нештатной ситуации, связанной с нарушением работоспособности системы ориентации аппарата. В результате была выполнена программа получения целевой информации, аппарат эксплуатировался в течение 33 мес при гарантийном сроке, равном 12 мес. Несмотря на то, что описанный случай уникален в практике управления автоматическими КА, рассматриваемый методический подход может быть распространен для принятия автономных решений при эксплуатации аппаратов других типов и назначений.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Приведены примеры эффективного применения информационно-аналитического обеспечения систем управления КА в процессе парирования нештатных ситуаций. Даны обоснование перспективных направлений развития систем и формальная постановка задачи автономного управления. Описано новое структурное построение системы: система состоит из четырех основных блоков: блока идентификации полетных ситуаций, предназначенного для сравнения текущих состояний КА и внешней среды от прогнозируемых; блока моделирования и прогнозирования состояния бортовой аппаратуры КА, позволяющего оценить динамику развития тенденций (в том числе и негативных) функционирования элементов КА; базы знаний, содержащей непрерывно накапливающееся поле соотношений между состояниями бортовых систем КА и базовыми решающими правилами; машины логических заключений, разрабатывающей и обосновывающей суть рекомендаций по устранению нештатных ситуаций.

Заложенные в систему возможности прогнозирования различных динамических режимов движения КА дают возможность принятия оперативных решений, в том числе в условиях быстроменяющихся полетных ситуаций и в условиях неопределенности.



К элементам новизны разработок следует отнести технологию принятия управленческих решений при устранении нештатных ситуаций в системе ориентации КА, нацеленность многоэтапного процесса формирования программ управления КА на достижение задаваемых целей управления, составление решающих правил в виде аналитических зависимостей от текущего положения КА. Это существенно расширяет возможности по принятию управленческих решений.

Предложенный подход может быть распространен на разработку информационно-аналитического обеспечения систем управления КА различных типов и назначений.

Внедрение информационно-аналитического обеспечения принятия управленческих решений в практику управления автоматическими КА обеспечивает значительный резерв в повышении надежности, оперативности и эффективности управления и эксплуатации КА.

ЛИТЕРАТУРА

1. Bhaskaran S., Riedel J.E., Synnott S.P., Wang T.C. The Deep Space 1 Autonomous Navigation System: A Post-flight Analysis, AIAA 2000-3935, AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference, Denver, CO, August 2000.
2. Arentoft M.M., Fuchs J.J., Parrod Y., Gasquet A., Stader J., Stokes I., Vadon H. OPTIMUM-AIV: a planning and scheduling system for spacecraft AIV // Future Generation Computer Systems — Special issue: artificial intelligence and space. — May, 1992. — P. 403–412.
3. Соколов Н.Л. Основные принципы диагностики работоспособности бортовой аппаратуры автоматических КА и выработки рекомендаций по устранению нештатных ситуаций // Успехи современного естествознания. — 2007. — № 6. — С. 16–20.
4. Подиновская О.В., Подиновский В.В. Анализ иерархических многокритериальных задач принятия решений методами теории важности критериев // Проблемы управления. — 2014. — № 6. — С. 2–8.
5. Осипов Г.С. Лекции по искусственному интеллекту. — М.: Либроком, 2014. — 272 с.
6. Осипов Г.С. Динамические интеллектуальные системы // Искусственный интеллект и принятие решений. — 2008. — № 1. — С. 47–54.
7. Искусственный интеллект и интеллектуальные системы управления / И.М. Макаров, В.М. Лохин, С.В. Манько, М.П. Романов. — М.: Наука, 2006. — 333 с.
8. Рассел С., Норвинг П. Искусственный интеллект. Современный подход. — М.: Вильямс, 2015. — 1408 с.
9. Бессмертный И.А. Контекстный подход к оценке количества информации в базах знаний // Искусственный интеллект и принятие решений. — 2013. — № 3. — С. 40–47.
10. Кулаков С.М., Трофимов В.Б. Интеллектуальные системы управления технологическими объектами: теория и практика (монография) // Успехи современного естествознания. — 2010. — № 2. — С. 101–102.
11. Соколов Н.Л. Принятие решений по управлению автоматическими КА в условиях нештатных ситуаций // Успехи современного естествознания. — 2007. — № 7. — С. 99–104.

Статья представлена к публикации членом редколлегии Б.В. Павловым.

Соколов Николай Леонидович — канд. техн. наук, нач. отдела, ✉ snl@mcc.rsa.ru,

Захаров Павел Александрович — вед. инженер, ✉ zaharovp@gmail.com,

Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, г. Королев.

Содержание сборника «Управление большими системами», 2015, вып. 57

- ✓ **Беленький А.С., Болкунов Д.С.** Теоретико-игровой подход к анализу перспектив развития системы электроснабжения региона
- ✓ **Иванов Р.В., Михальский А.И., Иванов В.К.** и др. Об идентификации параметров заболеваемости в модели с гетерогенностью: случай полной и неполной информации
- ✓ **Каштанов В.А., Кондрашова Е.В.** Исследование полумарковских систем массового обслуживания при управляемом входящем потоке BSMAP-поток
- ✓ **Кушникова Е.В., Резчиков А.Ф., Иващенко В.А., Филимонюк Л.Ю.** Модели и алгоритмы минимизации ущерба от атмосферных выбросов промышленных предприятий
- ✓ **Лазарев А.А., Корнев П.С., Сологуб А.А.** Метрика для задачи минимизации суммарного запаздывания
 - ✓ **Стецюра Г.Г.** Быстрые способы выполнения параллельных алгоритмов в цифровых системах с динамически формируемой сетевой структурой связей
 - ✓ **Усик Е.В.** Оптимизация нелинейных каскадных систем в форме Лурье при ограниченных внешних возмущениях

Тексты статей доступны на сайте <http://ubs.mtas.ru/>



ПРОБЛЕМА ВЫБОРА ЯДРА В ОДНОКЛАССОВОМ МЕТОДЕ ОПОРНЫХ ВЕКТОРОВ

А.Н. Будынков, С.И. Масолкин

Рассмотрен вариант одноклассового метода опорных векторов, который применяется в случаях, когда недоступен достаточный объем данных для классификации аномальных режимов работы технических объектов. Исследованы три процедуры оценки параметра специальной функции, называемой ядром, две из которых известны: функция перекрестной проверки и функция максимума дисперсии, а третья предложена авторами как модификация последней процедуры, когда минимизируется функционал энтропии для матрицы ядра. Показано, что предложенная процедура позволяет получить сравнимое с первой качество классификации без учета числа выбросов в обучающей последовательности и обеспечить меньшее значение параметра ядра.

Ключевые слова: классификация, метод опорных векторов, ядро, энтропия.

ВВЕДЕНИЕ

Для многих современных технических объектов, например, авиационных двигателей, актуальна проблема оценки их состояния и выявление аномалий в работе. В большинстве случаев достаточно факта обнаружения аномальности, вне зависимости от причины, что позволяет избежать разрушения объекта и сохранить его для анализа причины аномального поведения. Оценка состояния объекта всегда основана на сравнении текущего состояния объекта с эталонным, установленным по некоторой модели. При испытании опытных образцов и уникальных объектов прямое представление знаний об объекте испытаний в виде формальной модели или экспертных заключений не всегда возможно. Препятствиями могут быть сложность и недостаточная изученность объекта испытаний, недоступность информации о его конфигурации и технических характеристиках в силу ее конфиденциальности. В таких случаях применяют информационно-ориентированные методы, с помощью которых синтезируют модель на основе данных, собранных в процессе эталонной работы и используемых в качестве обучающей последовательности, на которой и строится модель, служащая для проведения диагностики объекта в про-

цессе его функционирования. Обзор и анализ таких алгоритмов можно найти в работах [1—4] и др.

В настоящей работе рассмотрен вариант метода опорных векторов (support vector machine — SVM) [1], который применяется, когда не доступен достаточный объем данных для классификации аномальных режимов работы. Для построения модели поведения используется обучающая последовательность, большинство точек из которой полагаются нормальными, за исключением некоторого числа точек, называемых выбросами (в случае одноклассового метода опорных векторов 1-SVM).

Характерная черта метода 1-SVM состоит в применении специальной функции, называемой ядром, для преобразования обучающей последовательности данных из исходного пространства в более многомерное или, возможно, бесконечномерное пространство признаков и построения линейной модели (разделяющей гиперплоскости) в этом пространстве признаков, что позволяет практически всем нормальным данным находиться с одной стороны гиперплоскости и быть отделенными от аномальных данных, если такие имеются. Метод 1-SVM чувствителен как к выбору ядра, используемого при построении классификатора в случае, если ядро каким-то образом уже известно, так и к выбору параметров функции ядра, если функция задана с точностью до параметра. Выбор ядра зависит от входных данных и знания доли выбросов



в обучающей последовательности. В работе рассмотрены аспекты выбора ядра, исследуются три конкретные процедуры по выбору параметров. Процедуры были верифицированы на тестовых данных, традиционно используемых для оценки качества классификации, а также на отрезке реальных данных, полученных с объекта испытаний. Алгоритм метода опорных векторов реализован с использованием библиотеки [5], которая уже ранее применялась для решения аналогичной задачи диагностики сложных экспериментальных объектов [6, 7].

1. ОДНОКЛАССОВЫЙ МЕТОД ОПОРНЫХ ВЕКТОРОВ

Пусть обучающая последовательность имеет вид: $\{(x_1, y_1), (x_p, y_p), \dots, (x_l, y_l)\}$, где векторы $x_i \in R^n$ и y_i — метка, которая принимает значение 1 или -1 в зависимости от того, принадлежит или нет точка классу.

Основная задача заключается в построении классификатора $F: R^n \rightarrow R$, сопоставляющего класс x произвольному вектору x (задача таксономии).

Решение задачи сводится к оптимизации функционала [8]:

$$\min_{\omega, \xi, \rho} \left(\frac{1}{2} \omega^T \omega - \rho + C \sum_{i=1}^l \xi_i \right) \quad (1)$$

при условии $\omega^T \phi(x_i) \geq \rho - \xi_i$, где ω — обобщенный портрет, $\xi_i \geq 0$ веса, характеризующие значение ошибки для $\{x_1, \dots, x_p, \dots, x_l\}$, l — число точек в обучающей последовательности, C — константа регуляризации, обычно $C = 1/vl$, где v — максимальная доля точек в обучающей последовательности, которые могут быть выбросами [9], $\phi(x_i): R^n \rightarrow R^m$ — функция отображения вектора x_i в расширенное пространство R^m , где обеспечивается линейная разделяемость классов, ρ — параметр метода. На рис. 1 приведена графическая иллюстрация метода. Светлыми точками показаны векторы в обучающей последовательности, не использованные при построении разделяющей плоскости; темные точки означают опорные векторы; звездочками обозначены векторы в обучающей последовательности, которые классифицировались как выбросы, не принадлежащие классу. Величина $\rho/\|\omega\|$ определяет расстояние по нормали $\omega/\|\omega\|$ от точки начала отсчета O , которая для метода 1-SVM является единственной точкой изначально не принадлежащей классу, до разделительной гиперплоскости Θ .

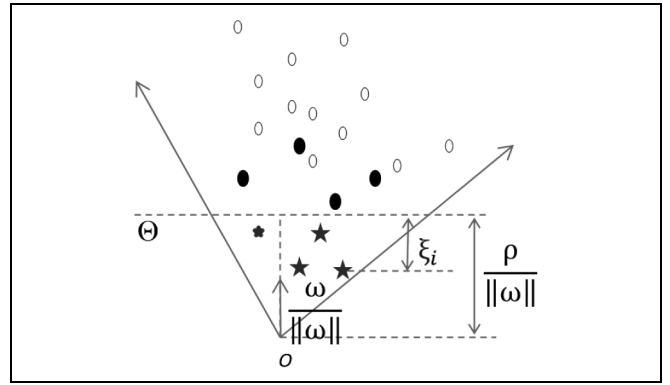


Рис. 1. Геометрическая иллюстрация метода 1-SVM

Соответствующая задаче (1) двойственная задача оптимизации имеет вид:

$$\min_{\alpha} \left(\frac{1}{2} \alpha Q \alpha^T \right), \quad (2)$$

где Q — положительно определенная центросимметричная матрица ядра с элементами $Q_{i,j} = K(x_i, x_j) = \phi(x_i)^T \phi(x_j)$, α_i — множители Лагранжа,

$K(x_i, x_j)$ — ядро, при условии $\sum_{i=1}^l \alpha_i = 1$, и $0 < \alpha_i \leq \frac{1}{vl}$.

Методу 1-SVM соответствует решающее правило:

$$t(x^*, \alpha) = \text{sgn} \left(\sum_{i=1}^l \alpha_i K(x^*, x_i) - \rho \right).$$

2. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ВЫБОРА ЯДРА И ЕГО ПАРАМЕТРА

От выбора ядра $K(x_i, x_j)$ существенно зависит результат классификации. Существует множество процедур выбора ядра, все они основаны на некоторых эмпирических предпосылках, что приводит к субъективному характеру получаемых результатов, следовательно, имеется трудность в выборе ядра для метода 1-SVM. Нами поставлены задачи отбора и валидации методов выбора ядра.

В работе [10] введено понятие выравнивания ядра как меры сходства между двумя ядрами или между ядром и целевой функцией, которая может быть использована для выбора ядра.

Выравнивание между ядрами K_1 и K_2 определяется как косинус угла между центросимметричными матрицами ядра Q_1 и Q_2 :

$$A(K_1, K_2) := \frac{\langle Q_1, Q_2 \rangle}{\|Q_1\|_F \|Q_2\|_F}, \quad (3)$$