

РАЗРАБОТКИ ОАО "НИИ ТОЧНОЙ МЕХАНИКИ" В ОБЛАСТИ СОЗДАНИЯ АВТОМАТИЧЕСКИХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПРИ ОСВОЕНИИ ДАЛЬНЕГО КОСМОСА

*М.З. Гирфанов, В.А. Алексеев
ОАО "НИИ точной механики"
Secret@niitm.spb.ru*

На рубеже 60-х... 70-х годов прошлого столетия нашему институту была поручена разработка ряда устройств, обеспечивающих функционирование космических аппаратов (КА), в том числе разработка систем управления посадкой спускаемых космических аппаратов (СА) на Луну, планеты Марс, Венера и Земля.

Это направление было для нас новым и, поэтому в 1968-73 годах был проведен ряд научно-исследовательских работ (НИР) "Галактика" и "Парашют" по изысканию перспективных направлений по созданию систем управления посадкой (СУП) СА. В результате внедрения указанных НИР был создан ряд систем управления посадкой космических аппаратов на Луну, планеты Венера, Марс, Земля.

В настоящем докладе Вашему вниманию предлагаются результаты создания систем управления посадкой СА на планеты Марс и Венера.

Задача исследования планет Марс и Венера с помощью автоматических межпланетных станций в то время являлась сложнейшей технической задачей по многим причинам. Во-первых, большая продолжительность полета автоматической станции до планет. В частности время полета до планеты Марс составляет около восьми месяцев. В процессе полета необходима связь со станцией с целью контроля ее состояния и корректировки траектории полета. Обеспечение устойчивой радио связи на такие расстояния также являлась весьма не простой задачей. И, самое главное, наука не располагала на тот момент достоверными сведениями об атмосфере и других параметрах планет Марс и Венера.

Атмосфера Венеры, имеющая сложную структуру, весьма существенно отличается от земной и, тем более, от марсианской. Предполагалось, что протяженность атмосферы Венеры составляет 130 км. Она, по крайней мере, раз в 10 плотнее земной и состоит из нижней атмосферы, облачного слоя и ионосферы. Расчеты величины давления на поверхности Венеры давали значения до $50 \cdot 10^3$ мбар. Были разные модели распределения давления атмосферы по высоте (так называемый "разрез" атмосферы).

Для описания атмосферы Марса использовались три модели (так называемые, минимальная, стандартная и максимальная), в которых давление у поверхности планеты отличалось в четыре раза (от 5 до 20 мбар), температура – в 15 раз (от минус 48 до минус 3°C). При этом считалось, что плотность атмосферы Марса в 40-50 раз меньше земной. Также обстояло дело и с "разрезом" атмосферы Марса по высоте.

Достаточная изученность атмосферы Земли и имеющейся к тому времени опыт по созданию СА, возвращаемых на Землю, предопределяли требования к СУП для них. Характерным для таких СУП являлось наличие нескольких жестких программ спуска СА, выбор которых определялся создавшейся ситуацией.

Рассматривая логику работы СУП КА, предназначенных для посадки на Марс и Венеру, следует отметить, что в принципе она аналогична логике СУП при посадке на Землю. Различие заключается в выборе опорных точек траектории спуска для задействования парашютной системы.

В общем случае вся траектория спуска СА на поверхность планеты может быть разделена в соответствии с характером торможения на следующие участки:

- доатмосферный;
- аэродинамический спуск;

- участок парашютирования (или участок торможения с помощью двигательной установки);
- припланетный участок.

Задачи этой системы, в основном, заключались в обработке информации при спуске на планету и выдаче сигналов на другие системы КА, обеспечивающие торможение и мягкую посадку (двигательные установки, парашютную систему и др.). Программа спуска КА составлялась из прогноза характера его движения в атмосфере планеты, и на основании этого прогноза производился выбор опорных точек траектории спуска для задействования тех или иных систем КА.

Опорными точками являются:

- отделения СА от космического корабля (КК);
- вход в атмосферу (начало участка аэродинамического торможения);
- ввод в действие парашютной системы (начало участка парашютирования);
- включение системы мягкой посадки (начало припланетного участка),

На доатмосферном участке перед погружением в атмосферу от системы управления КК при отделении СА выдается команда на включение СУП. Торможение КК на этом участке осуществляется двигательной установкой. Управление ею в некоторых случаях (например, при посадке на Марс) осуществлялся СУП. Гиперзвуковое и сверхзвуковое торможение в атмосфере планеты происходит при аэродинамическом спуске. Скорость и ориентация СА на этом участке определяются его аэродинамическими характеристиками. Как правило, для этой цели используется баллистический спуск СА.

На этапе аэродинамического спуска скорость СА может быть погашена практически не ниже чем до 150 м/с. Поэтому требуется принятие специальных мер по организации дальнейшего торможения СА. Для этой цели в СА, спускаемых на планеты с атмосферой, используется парашютная система, но, принципиально, может быть применено и торможение с помощью двигательной установки. Однако, и в то время и в настоящее время общепризнано, что спуск СА на планеты с относительно холодной атмосферой (т. е. на Землю, Марс и Венеру) с помощью двигательной установки невыгоден с точки зрения энергетических ресурсов. Поэтому Главным разработчиком СА (КБ завода им. С.А. Лавочкина) был принят для реализации парашютный вариант торможения СА на участке подлета к поверхности планеты.

Основными требованиями со стороны парашютной системы являются необходимость раскрытия парашюта при определенных значениях скоростного напора и необходимость запаса высоты над поверхностью планеты для осуществления торможения с заданным ускорением.

Измерение высоты может быть проведено как непосредственно, так и косвенным путем. Известны два физических принципа прямого измерения высоты: радиотехнический и оптический. Для косвенного измерения высоты может быть использована зависимость атмосферного давления от высоты. При баллистическом спуске, возможно, определять высоту через линейные ускорения при торможении.

То есть для задействования парашютных систем космических летательных аппаратов, необходима выдача команды в такой точке траектории, с которой обеспечивается требуемое гашение скорости снижения летательного аппарата. При этом обеспечивается такое число M , при котором нагрузки на элементы парашютной системы удовлетворяют заданным прочностным характеристикам. Как было установлено ранее [1], одновременное решение этих двух задач для баллистических объектов может быть выполнено одним устройством, использующим функционал $n_x / n_{max} = const$.

На припланетном участке траектории производится окончательное торможение СА с целью обеспечения мягкой посадки. Это торможение во всех случаях независимо от способов торможения на предыдущих участках траектории достигается с помощью

двигательной установки. Припланетный участок траектории иногда включает дополнительный этап торможения с помощью амортизационных средств, при соударении КА с поверхностью планеты.

Следует отметить, что логика обеспечения посадки СА должна быть реализована относительно простыми средствами, что позволит уменьшить габариты и массу СА. Важность минимизации габаритов и массы любой системы при космическом полете является очевидной. Например, каждый дополнительный килограмм массы аппаратуры при полете на Марс вызывает увеличение этой доли общей массы объекта по сравнению со случаем запуска искусственного спутника Земли примерно в 8 раз.

Рассмотрим, как было реализовано управление спуском СА на планету Венера.

Согласно техническому заданию СУП должна обеспечивать выполнение следующий программы управления спуском СА:

- зафиксировать вход в атмосферу по появлению перегрузки 2 ед. и выдать сигнал на включение научной аппаратуры; эта операция выполнялась пороговым инерционным механизмом сферической чувствительности, состоящего из двух датчиков полусферической чувствительностью с настройкой по перегрузке $2 \pm 0,5$ ед;

- на восходящей кривой перегрузки аэродинамического торможения СА при достижении перегрузки 40 ед. должен быть разблокирован инерционный механизм с настройкой 2 ед. и выдан сигнал на включение программно-временного устройства ПВУ; эта операция выполнялась пороговым инерционным механизмом типа ИМ 2/40, имеющего настройку срабатывания 40 ± 5 ед. при нарастании ускорения и $2 \pm 0,4$ ед. – при спаде ускорения;

- на нисходящей ветви кривой перегрузки при достижении перегрузки 2 ед. должен быть выдан сигнал на отстрел крышки приборного отсека СА и ввод вытяжного парашюта; эта операция выполнялась пороговым инерционным механизмом типа ИМ 2/40;

- при достижении СА поверхности планеты (появление ударных перегрузок 6 ед.) должен быть выдан сигнал на переключение режима работы научной аппаратуры, после чего СУП должна обесточиться; эта операция выполнялась ударными датчиками типа ДУС-6 с настройкой $6 \pm 1,5$ ед.

Как видно из сказанного, алгоритм управления спуском, в том числе момент ввода в действие парашютной системы, был реализован с помощью инерционных пороговых датчиков. Это стало возможным потому, что в связи с высокой плотностью атмосферы Венеры на участке аэродинамического торможения к моменту достижения перегрузки 2 ед. на нисходящей ветви кривой перегрузки скорость СА снижалась до уровня, при котором обеспечивался нормальный ввод парашютной системы (даже с учетом разброса принятых моделей атмосферы Венеры).

Все инерционные механизмы были разработаны в нашем институте и защищены авторскими свидетельствами.

Кроме инерционных механизмов в состав СУП входил прибор БФИ (блок формирования импульса), производящий необходимую коммутацию цепей системы при работе и формирующий выходные сигналы. Общая масса СУП не превышала 6 кг.

Указанная СУП получила шифр АУПС-382 (автоматика управления парашютной системы). С ее помощью была осуществлена успешная посадка СА комплексов "Венера-4... Венера-18".

Рассмотрим, как было реализовано управление спуском СА на планету Марс.

Одной из проблем, которую необходимо было решить, была проблема ввода парашютной системы при числе $M < 2$. Учитывая малую плотность атмосферы Марса, это требование невозможно было выполнить простыми средствами, например, с помощью временной установки от момента входа в атмосферу или порогового инерционного датчика.

Как указывалось выше, эта задача могла быть решена устройством, использующим функционал $n_x / n_{\max} = \text{const}$.

Поэтому нами было предложено использование для этой цели разработанного и защищенного авторским свидетельством датчика отношения ускорений (ДОУ), срабатывающего при достижении определенного отношения текущего значения перегрузки к ее максимальному значению. Это отношение получило название коэффициента автоматичности, которое является постоянным для данного исполнения датчика. Проведенные теоретические и экспериментальные исследования параметров ДОУ показали, что величина коэффициента автоматичности пропорциональна числу M . Применение датчика ДОУ с коэффициентом автоматичности 0,14, обеспечило безопасный ввод парашютной системы (при $M < 2$).

Согласно техническому заданию СУП должна была обеспечивать выполнение следующей программы управления спуском СА:

1. На доатмосферном участке полета КА

– работа СУП начинается с момента подачи питания от системы управления (СУ) при разделении марсианского орбитального корабля (МОК) с отделяемым аппаратом (ОА); при этом запускается программно-временной механизм (ПВМ) СУП;

– в процессе работы ПВМ СУП должен выдать серию временных команд (на переключение режима работы автомата стабилизации, на включение двигателя увода, на программный доворот ОА, на двигатель закрутки ОА, на отделение фермы от СА, на подачу питания на радиовысотомер больших высот); общая продолжительность работы ПВМ на этом участке составляла 1050 с; после выполнения программы ПВМ выключался, и СУП до входа в атмосферу Марса не потребляла электроэнергии.

2. На участке аэродинамического торможения

– при входе СА в атмосферу Марса при появлении перегрузки 2 ед. должна быть выдана команда на останов закрутки СА; эта операция выполнялась дублированными пороговыми инерционными датчиками с полусферической чувствительностью типа с настройкой по перегрузке $2 \pm 0,5$ ед.;

3. На участке парашютирования

– при достижении скорости $M < 2$ должна быть выдана команда на двигатели увода крышки парашютного отсека и запуск ПВМ; эта операция выполнялась с помощью дублированных датчиков ДОУ через временной селектор с временем селекции $1,5 \pm 0,3$ с;

– в процессе работы ПВМ должен выдать серию временных команд (на отстрел крышки парашютного отсека, на разрифовку парашютной системы (ПС), на отделение конуса, на подачу питания на радиодатчик малых высот); после выполнения программы ПВМ выключался;

– в процессе парашютирования СА в диапазоне высот над поверхностью Марса от 15000 до 500 м радиовысотомер больших высот (РВБВ) должен выдавать на телеметрию непрерывную информацию в виде семиразрядного кода о высоте H с погрешностью $\pm 5,75 \text{ м} \pm 0,05H$.

4. На припланетном участке

– радиодатчик малых высот (РДМВ) должен выдать команду на включение твердотопливного ракетного двигателя (РДТТ) увода парашютной системы в диапазоне высот 10-60 м по закону

$$H(V) = a + bv,$$

где "a" и "b" – заданные коэффициенты

v – скорость снижения СА (40-80 м/с).

Погрешность выдачи команды $\pm 10\%$ при работе над гладкой поверхностью и в пределах отклонения оси СА от нормали к поверхности $\pm 45^\circ$;

– одновременно РДМВ должен выдать команду на запуск ПВМ, который должен выдать серию временных команд (на включение двигателей мягкой посадки, на отцепку ПС с двигателем увода, на отцепку двигателей мягкой посадки, на наддув вытеснительного мешка, на сброс защитного кожуха, на открытие замков, на открытие опор, на расчеховку штанг); после выполнения программы ПВМ выключался;

– при достижении скорости снижения СА $6 \pm 1,5$ м/с РДМВ должен был выдать команду на выключение двигателей мягкой посадки.

В состав СУП входили два датчика ИМПС-2Б, два датчика ДОУ1-У, блок автоматики 26706, прибор 633 (радиовысотомер больших высот) и прибор 634 (радиодатчик малых высот). Общая масса СУП не превышала 21 кг.

Указанная СУП получила шифр СУП-267. С ее помощью была осуществлена успешная посадка СА комплекса "Марс-71". После посадки СА с него несколько секунд передавались на Землю снимки поверхности Марса в зоне посадки. После чего связь с СА прекратилась.